Em Órbita

Vol. 12 - N.º 120 – Janeiro de 2012
(edição mensal)

A primeira publicação electrónica sobre Astronáutica e a Conquista do Espaço em português

Em Órbita n.º 120 (Vol. 12) – Janeiro de 2012

Índice

Voo espacial tripulado
- **A Soyuz TMA-03M – Expedição 30/31** 3

Obituário – Boris Evseyevich Chertok 34
O conceito Stratolaunch 35
Estatísticas dos lançamentos orbitais de 2011 36
Curiosity a caminho de Marte (II) – Lançamento para Marte 39
Lançamentos orbitais em Dezembro de 2011 43
- **China fortalece a sua rede de navegação** 44
- **Proton-M lança dois satélites de comunicações** 61
- **Japão lança novo satélite espião** 74
- **Segundo Soyuz-ST de Kourou** 77
- **China lança satélite de comunicações para a Nigéria** 89
- **ZiYuan-1 para observação da Terra** 106
- **Rússia falha lançamento de novo satélite Meridian** 112
- **Seis novos Globalstar no último lançamento de 2011** 116

Quadro de lançamentos recentes 124
Outros objectos catalogados 126
Regressos / Reentradas 127
Lançamentos orbitais previstos para Janeiro e Fevereiro de 2012 129
Próximos lançamentos tripulados 130
Futuras Expedições e actividades na ISS 131
Lançamentos Suborbitais 135
Cronologia Astronáutica (LXXIII) 138
Estatísticas do Voo Espacial tripulado 140
Explicação dos termos técnicos 143

O Em Órbita está no Twitter

Visite-nos no Twitter em

http://twitter.com/zenite_nu

Editorial

Ao entrar no 12º de edição, o Boletim Em Órbita continua a trazer as mais recentes notícias e artigos sobre o voo espacial tripulado e o lançamento mensal de satélites. Numa época em que a informação está disponível num clique, mantém-se a intenção de continuar a proporcionar aos leitores as informações mais detalhadas, procurando uma renovação que é sempre necessária.

Rui C. Barbosa

10 de Janeiro de 2012

O boletim *Em Órbita*, dedicado à Astronáutica e à Conquista do Espaço, é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal. Versão *web* (http://www.zenite.nu/orbita/ - www.zenite.nu): Estrutura: José Roberto Costa; Edição: Rui C. Barbosa

Neste número colaboraram José Roberto Costa, André Mileski e Manuel Montes.

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Rui C. Barbosa
BRAGA
PORTUGAL

00 351 93 845 03 05
rmcsbarbosa@gmail.com

Na Capa: Lançamento da Soyuz TMA-03M desde Baikonur. Imagem: NASA.

Campanha da ANIMAL Contra as Touradas em Portugal

Tourada, Não! Abolição!

Conheça o Horror e a Perversão das Touradas em www.Animal.org.pt.

Seja parte da Mudança. Junte-se à ANIMAL!

Torne-se sócia/o da ANIMAL e apoie a organização na defesa dos direitos dos animais. Inscreva-se através de socios@animal.org.pt.

Junte-se ao Grupo de Activismo da ANIMAL. Inscreva-se enviando um e-mail em branco para activismo_animal-subscribe@yahoogroups.com.

Para mais informações, por favor contacte a **ANIMAL** através do e-mail info@animal.org.pt ou visite o site www.animal.org.pt.

Voo espacial tripulado

A missão Soyuz TMA-03M – Expedição 30/31

A 21 de Dezembro de 2011 a Rússia levou a cabo com sucesso o lançamento de mais uma missão espacial tripulada, mantendo-se assim a ocupação permanente da estação espacial internacional. Os três novos tripulantes lançados a bordo da Soyuz TMA-03M integram a Expedição 30 e a Expedição 31.

Decorrendo entre 22 de Novembro de 2011 e 16 de Março de 2012, os principais objectivos a levar a cabo durante a Expedição 30 são:

- Lançamento de um membro russo, um membro norte-americano e um membro holandês pelo veículo Soyuz TMA-03M;
- Acoplagem do veículo Soyuz TMA-03M com o módulo MRM-1 Rassvet;
- Suporte operacional para descarga, carga e separação do veículo de carga Progress M-13M do módulo Pirs;
- Suporte operacional para a acoplagem do veículo de carga Progress M-14M do módulo Pirs;
- Suporte operacional para a acoplagem do veículo de carga HTV-3;
- Suporte operacional para a acoplagem do veículo de carga ATV-3 com o compartimento de instrumentação do módulo de serviço Zvezda;
- Suporte operacional para a carga e separação da Soyuz TMA-22 do módulo Poisk (regresso dos membros da Expedição 29/30);
- Implementação de uma actividade extraveícular a partir da secção russa da ISS;
- Apoio à funcionalidade da ISS;
- Realização das experiências e do programa de aplicações científicas;

A Expedição 30 consiste de três elementos entre 22 de Novembro e 23 de Dezembro de 2011 e de 6 membros entre 23 de Dezembro de 2011 e 16 de Março de 2012.

A tripulação da Soyuz TMA-03M

A tripulação principal da Soyuz TMA-03M foi composta pelo cosmonauta russo Oleg Dmitrievich Kononenko (Comandante da Soyuz TMA-22 e Engenheiro de Voo da ISS na Expedição 30/31), pelo astronauta norte-americano Donald Roy Pettit (Engenheiro de Voo n.º 1 da Soyuz TMA-03M e Engenheiro de Voo da Expedição 30/31), e pelo astronauta holandês André Kuipers (Engenheiro de Voo n.º 2 da Soyuz TMA-03M e Engenheiro de Voo da Expedição 30/31).

A tripulação principal da Soyuz TMA-03. Da esquerda: Donald Roy Pettit, Oleg Dmitrievich Kononenko e André Kuipers. Imagem: NASA.

A tripulação suplente era composta pelo cosmonauta russo Yuri Ivanovich Malenchenko (Юрий Иванович Маленченко), pela astronauta norte-americana Sunita Lyn Williams e pelo astronauta japonês Hoshide Akihiko (星出 彰彦).

О. КОНОНЕНКО
O. KONONENKO
СОЮЗ
КОНОНЕНКО
KUIPERS
РЕТИТ

Oleg Dmitrievich Kononenko (Олег Дмитриевич Кононенко) – Instrutor Cosmonauta-Teste de 1ª Classe do Centro de Treino de Cosmonauta Yuri Gagarin, Oleg Kononenko nasceu a 21 de Junho de 1964 na cidade de Chardzhou, Turqueménia. É casado com Tatiana Mikhailovna Kononenko (Yurieva) e ambos têm um filho e uma filha.

Oleg Kononenko formava-se em 1988 no Instituto de Aviação da Ordem de Lenine 'N.E. Joukovsky (KhAI)', especializando-se em sistemas de propulsão de veículos. Em 1986 finalizara os cursos de Extensão de Patentes e Invenção para gestores, pessoal de engenharia e manutenção, e cientistas.

Desde 1988 trabalhou como engenheiro, engenheiro desenhador e engenheiro desenhador chefe no Bureau Central Estatal de Desenho Especializado de Pesquisa e Investigação do Centro Espacial TsSKB-Progress (Samara) da agência espacial russa. A 29 de Março de 1996 e por decisão da Comissão Interdepartamental Estatal foi seleccionado como canbdidato para cosmonauta teste do TsSKB-Progress. Entre Junho de 1996 e Março de 1998 frequentou o treino geral de cosmonauta no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin. A 20 de Março de 1998 e por decisão do Comité de Qualificação Interdepartamental, obteve a qualificação de cosmonauta teste. Desde Outubro de 1998 frequentou sessões de treino como membro do grupo de cosmonautas no programa de voo da ISS. Desde Janeiro de 1999 é cosmonauta teste da Corporação RKK Energia.

Entre Dezembro de 2001 e Abril de 2002 levou a cabo sessões de treino juntamente com o cosmonauta Gennagy Ivanovich Padalka como membro da tripulação suplente da Soyuz TM-34 (terceira tripulação de visita à ISS). Entre Abril de 2002 e Fevereiro de 2004 levou a cabo sessões de treino com o cosmonauta Gennady Padalka e com o astronauta norte-americano Collin Michael Foale para um voo espacial como engenheiro de de voo para a tripulação principal da Expedição 9 e depois na tripulação principal da Expedição 11 juntamente com o astronauta norte-americano John Lynch Phillips. Devido à reorganização do plano de voo da ISS, estas trpulações foram reorganizadas.

Entre Março de 2004 e Março de 2006 levou a cabo sessões de treino no âmbito do programa de voo da ISS, e entre Março de 2006 e Março de 2008 levou a cabo sessões de treino com o cosmonauta Sergei Alexandrovich Volkov e com os astronautas norte-americanos Garrett Erin Reisman e Gregory Errol Chamitoff como membro da tripulação principal da Expedição 17.

A sua primeira missão espacial decorreu entre 8 de Abril e 24 de Outubro de 2008 como engenheiro de voo da Soyuz TMA-12 e como engenheiro de voo da Expedição 17. Durante a permanência a bordo da ISS levou a cabo duas actividades extraveículares a 10 e 15 de Julho com uma duração total de 12 horas e 15 minutos. Esta sua primeia missão teve uma duração de 198 dias 16 horas 19 minutos e 48 segundos. Oleg Kononenko tornou-se no 101º cosmonauta da Rússia e no 472º ser humano (juntamente com Sergei Alexandrovich Volkov) a realizar um voo espacial orbital.

Entre Dezembro de 2009 e Outubro de 2010 levou a cabo sessões de treino com o cosmonauta Sergei Volkov e com o astronauta norte-americano Ronald John Garan, Jr. como parte da tripulação suplente da Expedição 25/26. Durante o lançamento da Soyuz TMA-M era engenheiro de voo suplente.

Desde Outubro de 2010 levou a cabo sessões de treino com o astronauta da ESA André Kuipers e com o astronauta norte-americano Donald Roy Pettit, integrados na tripulação suplente da Expedição 28/29.

Para executar as ordens da agência espacial russa Roscosmos para a criação de um destacamento unificado de cosmonautas, Kononenko saiu da Corporação Energia e a 22 de Janeiro de 2011, por ordem do Centro de Treino de Cosmonautas, foi nomeado para o destacamento de cosmonautas como cosmonauta teste.

A 12 e 13 de Maio de 2011 Oleg Kononenko juntamente com André Kuipers e Donald Pettit levaram a cabo com sucesso o treino de exame no simulador da secção russa da ISS. A 16 de Maio de 2011 foi aprovado pela Comissão Interdepartamental como Comandante suplente da Soyuz TMA-02M e a 23 de Maio a sua nomeação foi confirmada num encontro da agência espacal federal.

Na missão Soyuz TMA-03M Oleg Kononenko torna-se no 322º ser humano (juntamente com André Kuipers) e no 68º cosmonauta russo a realizar duas missões espaciais orbitais.

D. PETTIT
Д. ПЕТТИТ
ISS 31
КОНОНЕНКО
ACABA
TMA
СОЮЗ М

Donald Roy Pettit – Astronauta da NASA nascido a 20 de Abril de 1955 em Dilverton, Orégão. Frequentou a Escola Secundária de Silverton Union High, tendo aí terminado os estudos em 1973. Em 1978 recebeu um bacharelato em Engenharia Química pela Universidade Estatal do Orégão e um doutoramento em Engenharia Química pela Universidade do Arizona em 1983.

Foi cientista no Laboratório Nacional de Los Álamos, Los Álamos. Novo México, entre 1984 e 1986. Trabalhou em projectos de estudo do fluxo de fluidos em gravidade reduzida, em experiências de processamento de materiais a bordo do avião KC-135, em espectroscopia atmosférica em nuvens noctilicentes originadas por foguetões sonda, recolha de amostras de gases a partir de fumarolas vulcânicas, e problemas em Física de detonações. Foi membro do *Synthesis Group* responsável pela criação de tecnologia para o regresso à Lua e para a exploração de Marte (1990) e fez parte da equipa de redesenho da estação espacial Freedom (1993).

Foi seleccionado para a NASA em Abril de 1996, tendo-se apresentado no Centro Espacial Johnson em Agosto desse mesmo ano. A sua primeira missão espacial foi como membro da Expedição 6 a bordo da ISS entre Novembro de 2002 e Maio de 2003, sendo Oficial de Ciência. Donald Pettit foi lançado a bordo do vaivém espacial OV-105 Endeavour na missão STS-113 no dia 24 de Novembro. Durante a sua permanência na ISS a tripulação trabalhou com inúmeras experiências científicas russas e norte-americanas. Pettit e o Comandante da Expedição 6, Kenneth Dwane Bowersox, levaram a cabo duas actividades extraveículares para continuar a construção da estação espacial. Os três membros da Expedição 6 (na qual estava incluído o cosmonauta Nikolai Mikhailovich Budarin) regressaram à Terra a 3 de Maio de 2003 a bordo da cápsula Soyuz TMA-1.

Donald Pettit foi o 266º astronauta dos Estados Unidos e o 425º ser humano a realizar um voo espacial orbital (juntamente com o astronauta John Bennett Herrington). O seu primeiro voo espacial teve uma duração de 161 dias 1 hora 14 minutos e 38 segundos, completando 2534 órbitas em torno da Terra.

Em Dezembro de 2003 foi nomeado para a tripulação suplente da Expedição 11, porém logo em Janeiro de 2004 foi substituído pelo astronauta Daniel Michio Tani. Em Outubro de 2007 Don Pettit foi nomeado como especialista de missão para uma nova missão do vaivém espacial, sendo esta nomeação confirmada a 22 de Novembro. A missão STS-126 a bordo do vaivém espacial Endeavour foi a segunda missão espacial de Donald Pettit. Este voo teve uma duração de 15 dias 20 horas 30 minutos e 24 segundos, completando um total de 249 órbitas em torno da Terra. Pettit foi o 197º astronauta dos Estados Unidos e o 285º ser humano a levar a cabo duas missões espaciais orbitais (juntamente com Christopher John Ferguson, Heidemarie Martha Stefanyshyn-Piper e Sandra Hall Magnus).

Em Julho de 2009 foi nomeado para a Expedição 30, sendo essa nomeação confirmada pela NASA a 7 de Outubro. A 12 e 13 de Maio de 2011 Donald Pettit juntamente com Oleg Kononenko e André Kuipers levaram a cabo com sucesso o treino de exame no simulador da secção russa da ISS. A 16 de Maio de 2011 foi aprovado pela Comissão Interdepartamental como Engenheiro de Voo suplente da Soyuz TMA-02M e a 23 de Maio a sua nomeação foi confirmada num encontro da agência espacal federal.

À data do lançamento da Soyuz TMA-03M Donald Roy Pettit tinha um total de 176 dias 21 horas 45 minutos e 2 segundos de experiência em voo espacial.

Na missão espacial Soyuz TMA-03M Donald Pettit torna-se no 142º astronauta dos Estados Unidos e no 185º ser humano a realizar três missões espaciais orbitais.

ANDRE KUIPERS
АНДРЕ КАУПЕРС
TMA
СОЮЗ М
КОНОНЕНКО
KUIPERS
PETTIT
Burbank
Шкаплеров
Иванишин
XXXX
Pettit
Kuipers

André Kuipers – Nascido a 5 de Outubro de 1958 em Amesterdão, Holanda, Andre Kuipers foi seleccionado para o corpo de astronautas da ESA em Outubro de 1998. Frequentou o ensino secundário no Liceu van der Waals, graduando-se em 1977. Posteriormente terminou a licenciatura em Medicina em 1987 na Universidade de Amesterdão e enquanto estudava para a sua licenciatura, Kuipers trabalhou no Departamento Vestibular do Centro Médico Académico em Amesterdão onde estudou o sistema de equilíbrio humano.

Em 1987 e 1988 Kuipers serviu como oficial no Corpo Médico da Força Aérea Real Holandesa, tendo estudado os acidentes causados pela desorientação espacial dos pilotos. Em 1989 e 1990 trabalhou no Centro de Desenvolvimento e Pesquisa do Centro Médico Aeroespacial da Holanda localizado em Soesterberg, onde a sua pesquisa incluiu o estudo da síndrome do enjoo espacial, adaptação de lentes de contacto para os pilotos, aparelho vestibular, pressão arterial e fluxo de sangue para o cérebro.

Desde 1991 trabalhou com a ESA na preparação, coordenação, recolha de dados e controlo de experiências fisiológicas levadas a cabo na missão Spacelab D-2 (STS-55 / OV-102 Columbia; entre 26 de Abril e 6 de Maio de 1993), a bordo da estação espacial Mir em 1995 e na missão LMS (STS-78 / OV-102 Columbia; entre 20 de Junho e 7 de Julho de 1996), estando envolvido no desenvolvimento do *Torque Velocity Dynamometer* (TVD), no *Muscle Atrophy Research and Exercise System* (MARES) – um dispositivo especial utilizado na pesquisa dos músculos a bordo da ISS e no desenvolvimento de um sistema electrónico de estimulação muscular (PEMS).

Kuipers serviu também como operador de experiências, cobaia de teste e cirurgião de voo no programa de voos parabólicos da Agência Espacial Europeia. Juntamente com o seu treino, Kuipers foi designado para o *European Space Research and Technology Center* (ESTEC) em Noordwijk, Holanda, para continuar o seu trabalho na Divisão de Cargas de Microgravidade no Directorado de Voo Espacial Tripulado. Até ao início do seu preparativo para as missões na ISS, André Kuipers deu apoio a um programa intensivo no campo da adaptação psicológica do ser humano à ausência de gravidade, coordenou as experiências europeias sobre a função pulmonar e regulação da pressão sanguínea que serão levadas a cabo com o aparelho *Advanced Respiratory Monitoring System* (ARMS).

Em 2002 André Kuipers finalizou o seu treino básico levado a cabo no Centro Europeu de Astronautas, Colónia – Alemanha, e no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin, Cidade das Estrelas – Rússia.

Entre 30 de Outubro e 10 de Novembro de 2002 foi CapCom durante a implementação do Projecto Odisseia a bordo da ISS pelo astronauta belga Frank De Winne, com André Kuipers a apoiar a equipa europeia no solo no Centro de Controlo da Missão em Korolev, Rússia.

Kuipers deveria ter sido lançado a bordo da missão Soyuz TMA-3 a 12 de Novembro de 2003. Esta missão serviria para substituir a cápsula Soyuz TMA-2 acoplada à ISS, porém com o acidente do vaivém espacial OV-102 Columbia a 1 de Fevereiro de 2003 foi decidido que enquanto os vaivéns espaciais americanos permanecessem impossibilitados de voar, as cápsulas Soyuz TMA seriam o único meio de transportar as tripulações para a estação espacial internacional. Foi então decidido adiar a missão DELTA por alguns meses até Abril de 2004.

A sua primeira missão espacial teve lugar entre 19 e 30 de Abril de 2004, sendo lançado a bordo da Soyuz TMA-4. Kuipers tornou-se no 432º ser humano (juntamente com Edward Michael Fincke) e no 2º cidadão holandês a viajar no espaço, tendo a sua missão uma duração de 10 dias 20 horas 48 minutos e 46 segundos.

Entre 16 e 27 de Janeiro de 2007 participou num treino de sobrevivência numa floresta a 30 km de Moscovo juntamente com Oleg Kononenko e Robert Thirsk (Canadá). Em Agosto de 2007 foi designado para a tripulação suplente da Expedição 20, sendo esta nomeação confirmada pela NASA a 12 de Fevereiro de 2008.

Entre 22 e 28 de Junho de 2008, em Sevastopol, participou num treino de amaragem de emergência juntamente com o cosmonauta Maxim Ponomarenko (Rússia) e com o astronauta Chris Hadfield (Canadá). Em Julho de 2009 foi nomeado para a tripulação principal da Expedição 30, sendo a sua nomeação confirmada pela ESA a 5 de Agosto e pela NASA a 7 de Outubro.

A 12 e 13 de Maio de 2011 André Kuipers juntamente com Oleg Kononenko e Donald Pettit levaram a cabo com sucesso o treino de exame no simulador da secção russa da ISS. A 16 de Maio de 2011 foi aprovado pela Comissão Interdepartamental como Engenheiro de Voo suplente da Soyuz TMA-02M e a 23 de Maio a sua nomeação foi confirmada num encontro da agência espacal federal.

Na missão Soyuz TMA-03M André Kuipers torna-se no 322º ser humano (juntamente com Oleg Kononenko) e no 1º astronauta holandês a realizar duas missões espaciais orbitais.

O voo da Soyuz TMA-03M

Treino geral

Quando um astronauta é nomeado para um determinado voo espacial, é criada uma matriz de treino denominada CQRM (*Crew Qualifications and Responsability Matrix*). No fundo, este documento contém a informação acerca de qual membro da tripulação irá levar a cabo uma determinada tarefa na missão, isto é qual é o seu objectivo no voo que irá levar a cabo. As equipas de treino na Rússia e nos Estados Unidos utilizam este documento para determinar se um membro da tripulação será operador ou se será especialista para um determinado sistema da estação orbital. Um operador somente necessita saber como operar um determinado equipamento, tal como o computador da estação, ou saber como enviar um comando para um determinado sistema da estação: por exemplo, como elevar a temperatura num determinado módulo. Um especialista necessita de saber como reparar um determinado problema com o computador ou reparar o sistema de controla a temperatura da estação.

Geralmente o treino para uma missão a bordo da ISS tem uma duração de 18 meses durante os quais os astronautas e cosmonautas aprendem a trabalhar com os sistemas da estação.

Cada sistema na estação (eléctrico, aquecimento e arrefecimento, comunicações, etc.) possui um plano de treino separado para os operadores e para os especialistas. Todos os membros da tripulação devem saber o suficiente acerca de cada sistema da estação para serem pelo menos operadores. O treino de um especialista é mais demorado, logo um astronauta ou cosmonauta só será especialista em alguns sistemas, enquanto os restantes membros da tripulação serão especialistas em outros sistemas.

A toda a tripulação é designada uma equipa de treinadores. Estes treinadores são especialistas que ensinam a tripulação tudo o que é necessário para que a missão seja levada a cabo com sucesso. O denominado *Station Training Lead* (STL) é o responsável pela equipa de treino. Esta pessoa é um instrutor com muitos anos de experiência no ensino dos astronautas e cosmonautas. A equipa possui um instrutor para cada um dos oito sistemas principais da estação espacial. A equipa também possui instrutores para as experiências científicas que são levadas a cabo a bordo da estação e outros instrutores que ensinam os membros da tripulação a levar a cabo saídas para o exterior em caso de necessidade.

Os membros da tripulação também se deslocam ao Canadá para aprenderem a operar com o braço robot da ISS, o Canadarm2. Outra parte do treino dos membros da ISS consiste em saber como tratar um outro membro da tripulação caso este adoeça em órbita.

Uma parte fundamental do treino dos membros das futuras tripulações da ISS é a sua preparação para levar a cabo várias experiências científicas em órbita. A ISS é uma área excepcional para a realização de experiências que não podem ser levadas a cabo na Terra e como tal os astronautas e cosmonautas em órbita devem tirar partido de todo o tempo disponível. Equipas de cientistas e instrutores ocupam centenas de horas para garantir que cada membro da tripulação possui o conhecimento e a perícia necessária para levar a cabo as experiências para as quais foi designado, pois os investigadores na Terra dependem muito dessas experiências.

A tripulação recebe formação específica em variadas áreas tal como já o haviam recebido tripulações anteriores. Estas tripulações levaram a cabo experiências com o cultivo de células humanas para estudar a forma como o cancro se desenvolve, trabalhando também com antibióticos para encontrar uma forma de os produzir mais rapidamente na Terra. Essas tripulações procederam também ao crescimento de plantas para produzir sementeiras resistentes a várias pragas e cristais para melhorar a produção de gasolina. O corpo humano foi também estudado em microgravidade, reunindo-se informação relativamente a situações patológicas humanas como por exemplo a formação de pedras nos rins e a análise da performance das células do fígado. Outras experiências tiram partido da reduzida gravidade na ISS para estudar os processos físicos. Ao eliminar a gravidade, os pesquisadores podem compreender melhor algumas das pequenas forças que ocorrem em processos tais como na produção de semicondutores.

Algumas das experiências levadas a cabo em órbita requerem que os membros das tripulações as activem e terminem (como o crescimento de cristais, por exemplo), enquanto que outras experiências requerem que os astronautas e cosmonautas sejam meros operadores. As experiências relacionadas com as Ciências da Vida são únicas pois os membros da tripulação servem muitas vezes como cobaias humanas e operadores ao mesmo tempo. Este tipo de experiências ajudam a melhor compreender a forma como o corpo humano se adapta a longos períodos em microgravidade, podendo também esta informação ajudar as pessoas na Terra.

Tal como aconteceu com as anteriores tripulações, os instrutores tiveram de determinar a forma de como os cosmonautas e astronautas seriam treinados para cada experiência e quantas horas de treino seriam necessárias, além de definir quem iria levar a cabo o treino, quais os procedimentos, software e equipamento seria necessário. Os planos de treino individual para cada experiência são combinados num único plano que inclui todas as experiências de uma disciplina científica.

O Centro Espacial Marshall em Huntsville, Alabama, é responsável pela orientação do plano de treino de cada membro da tripulação para todas as experiências levadas a cabo nos módulos americanos. As áreas de pesquisa incluem as Ciências da Vida, Ciências Físicas, Biologia Espacial Fundamental, Desenvolvimento de Produtos Espaciais e Ciências da Terra / Voo Espacial.

Como o tempo da tripulação, quer seja antes, durante ou depois do voo, é um bem muito precioso, cada detalhe de uma dada sessão de treino para uma dada experiência deve ser planeado, praticado e coordenado com muita precisão. Frequentemente o cientista ou o investigador principal para uma determinada experiência, instrui os membros da tripulação na forma de como operar a sua experiência. As sessões auxiliadas por computador (CBT – *Computer Based Training*) são também desenvolvidas por especialistas

para proporcionar sessões de treino no solo e em órbita. Estas sessões podem ser utilizadas pela tripulação para treino de proficiência, para manter as suas aptidões e conhecimentos sobre uma experiência específica ou para treino inicial.

Nos meses que antecederam o seu voo, os dois cosmonautas tornaram-se especialistas em cada experiência que realizam em órbita, prontos para proporcionar aos cientistas os dados que necessitam para melhorar a vida no nosso planeta.

Um treino internacional

O treino dos membros da expedições permanentes na ISS decorre em várias partes do planeta, nomeadamente no Centro Espacial Johnson, Houston – Texas, no Centro Espacial Kennedy, Florida, na Sede da Agência Espacial do Canadá, Saint-Hubert – Quebec, no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin, Cidade das Estrelas – Moscovo, e no Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Tyura Tan – Cazaquistão.O Centro Espacial Johnson é a base dos astronautas da NASA e uma casa longe de casa para os astronautas e cosmonautas visitantes, e membros das expedições permanentes de outros países. Sendo o principal local de treino para as tripulações, o centro espacial possui equipas de instrutores profissionais, instalações de treino, salas com ambientes de simulação integrada e laboratórios para auxiliar os astronautas e cosmonautas a se prepararem para a sua missão.

O Centro Espacial Kennedy, junto à costa atlântica, é o local de lançamento dos vaivéns espaciais. Os astronautas obtêm a prática fundamental nas instalações de processamento da estação espacial com os elementos com os quais irão lidar durante a sua missão antes de serem lançados para o espaço.

Sendo um participante essencial no projecto da ISS ao fornecer o Canadarm2, o Canadá treina os astronautas nas suas instalações que possuem simuladores do denominado MSS (*Mobile Servicing System*) que inclui o Canadarm2 e o MBS (*Mobile Base System*). Os membros das diversas tripulações recebem formação em robótica para os preparar para as complexas operações com o braço robótico da ISS. Os astronautas treinam no VOTE (*Virtual Operations Training Environment*) que proporciona um ambiente tridimensional de realidade virtual no qual os astronautas praticam a manipulação do MSS compreendendo assim os seus movimentos em relação às estruturas externas da estação.

O Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin está situado nos arredores de Moscovo na chamada Cidade das Estrelas (Звездный) – Zvezdniy Gorodok. Este é o principal local de treino para os cosmonautas russos contendo instrutores profissionais, salas de aula, simuladores e modelo em escala real dos elementos tripulados em órbita. Os cosmonautas recebem todo o ensinamento necessário para conhecerem a fundo os módulos que compõe a secção russa da ISS. O centro de treino contém também o denominado Hidrolaboratório que oferece um ambiente realista para o treino das actividades extraveículares levadas a cabo a partir do módulo Pirs e utilizando fatos extraveículares Orlan-DM.

O Cosmódromo de Baikonur é utilizado para lançamentos orbitais desde o alvorecer da Era Espacial. O complexo é composto por dezenas de plataformas, rampas e silos subterrâneos de lançamento, contendo também estações de rastreio e controlo. Os membros das expedições permanentes e das tripulações táxi realizam simulações a bordo de modelos 7K-STMA.

Treino específico para as actividades extraveículares

Uma parte muito especial do treino das tripulações da ISS, é o treino para as actividades extraveículares. A primeira fase deste treino passa por ensinar aos astronautas e cosmonautas como envergar os diferentes tipos de fatos espaciais extraveículares. Estes fatos proporcionam o ar que o astronauta necessita enquanto realiza os seus trabalhos no exterior da estação, mantendo também o corpo do astronauta numa temperatura confortável apesar de estarem temperaturas extremamente quentes ou extremamente frias no exterior.

Como o fato espacial é muito grande, os membros da tripulação tiveram de praticar como movimentar-se enquanto o envergam e aprenderam como utilizar as diversas ferramentas com as volumosas luvas nas mãos. Tanto os astronautas como os cosmonautas praticam as saídas para o

O hidrolaboratório na Cidade das Estrelas permite o treino de actividades extraveículares com os fatos espaciais russos e na secção russa da ISS. Imagem: Rui C. Barbosa

espaço no interior de grandes piscinas, treinando sete horas debaixo de água por cada hora que passam no espaço exterior.

Os cosmonautas russos possuem uma piscina (Hidrolaboratório) no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin, Cidade das Estrelas. Aqui, tanto os astronautas como os cosmonautas aprendem a utilizar os fatos extraveículares russos Orlan-DM. Por outro lado, também levam a cabo sessões de treino no NBL (*Neutral Buoyancy Laboratory*), situado no Centro Espacial Johnson em Houston, Texas. O NBL possui um comprimento de 62 metros, uma largura de 31 metros e uma profundidade de 12 metros, contendo 22,7 milhões de litros de água. No fundo desta enorme piscina, de facto a maior piscina interior do mundo, encontra-se um modelo da ISS, que tem o mesmo tamanho da estação que se encontra em órbita.

Um astronauta que se encontra submerso no NBL, encontra muitas semelhanças ao estado de imponderabilidade no exterior de um veículo em órbita, porém não é o mesmo que se encontrar a flutuar no espaço. Um astronauta não se encontra em imponderabilidade, encontrando-se num estado de flutuação neutral[1]. No NBL são colocados pesos ou flutuadores junto do fato espacial de forma a fazer do astronauta um flutuador neutral, o que o faz sentir como se estivesse no espaço flutuando sem gravidade.

O desenho do emblema da missão PromISSe foi desenhado por Luc van den Abeelen, tendo por base um desenho de Alena Gerasimova, de 11 anos de idade, de Petrozavodsk, Rússia. No emblema vê-se a ISS a orbitar a Terra, sendo acompanhada por três ícones e seis estrelas. O nome da missão está no topo de uma banda circular de azul com bordos laranjas. A parte 'ISS' do nome da missão também está em laranja para realçar a participação holandesa na missão. O centro do emblema mostra um globo sem fronteiras nacionais, com a silhueta da ISS a deslocar-se da parte nocturna para a parte diurna da órbita e prestes a sobrevoar a Europa. Os ícones à esquerda representam os três elementos principais da missão: ciência, tecnologia e educação. O globo representa uma sociedade baseada no conhecimento e focada no planeta, enquanto que o circuito electrónico representa a tecnologia e a investigação científica está representada pelo frasco laboratorial cónico. As seis estrelas representam a tripulação, os seis meses da missão e o carácter europeu da missão.

Após saber se movimentar com o fato espacial, o astronauta aprende a executar as suas tarefas na sua actividade extraveícular envergando um usual fato de mergulho. Após passar esta fase inicial, o astronauta começa a praticar os mesmos procedimentos mas desta vez envergando o seu fato espacial extraveícular. Na piscina outros mergulhadores auxiliam o astronauta a movimentar-se até que este se habitue a mover-se com o fato extraveícular. O astronauta aprende também a manter-se imóvel numa determinada posição, pois um movimento mais forte no espaço e fará com que este flutue para longe da estação.

A fase seguinte verá o astronauta a aprender a utilizar as ferramentas que serão necessárias durante a saída para o espaço. O astronauta pratica todos os movimentos dezenas de vezes até que os execute correctamente. Ao contrário dos astronautas que auxiliam na montagem da ISS ou que tiveram de reparar o telescópio espacial Hubble, os membros das tripulações permanentes da ISS aprendem a levar a cabo muitas tarefas no exterior da estação para estejam preparados a reparar qualquer falha que possa surgir durante a permanência em órbita.

Os cosmonautas seguiram o regime normal de treinos e de preparação para a sua permanência a bordo da estação espacial internacional com visitas frequentes ao Centro Espacial Johnson (Houston – Texas) e ao Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin (Moscovo).

Preparativos finais para o lançamento

O lançamento da Soyuz TMA-03M estava inicialmente previsto para ter lugar a 29 de Novembro de 2011 pelas 2209UTC. A tripulação passou a maior parte do Verão de 2011 em várias sessões de treino tanto na Cidade das Estrelas como em Houston. Entretanto, em finais de Agosto e devido à perda do veículo de carga Progress M-12M a 24 de Agosto, o lançamento da Soyuz TMA-03M era adiado para 10 de Dezembro.

A missão de André Kuipers tem o nome de código 'PromISSe' e é a primeira missão de longa duração para um astronauta europeu após o fim das missões do vaivém espacial. Durante a missão serão levadas a cabo 30 experiências da ESA que cobrem um campo

[1] Este termo, "flutuador neutral", significa que um objecto não flutua para a superfície ou se afunda para o fundo da piscina.

científico vasto desde a pesquisa humana, física dos fluidos, ciências dos materiais, pesquisas solares e de radiação, e demonstrações biológicas e tecnológicas. A maior parte destas experiências serão realizadas a bordo do módulo Columbus.

A missão seria novamente adiado para as 1117UTC do dia 26 de Dezembro, sendo posteriormente antecipado para o dia 21 de Dezembro. O veículo 11Ф732A47 n.º 703 que seria utilizado na missão Soyuz TMA-03M chegou ao Cosmódromo de Baikonur no dia 4 de Outubro. Após os usuais procedimentos alfandegários, o comboio foi transferido para a rede de caminhos-de-ferro do cosmódromo e transportado para o edifício de processamento, montagem e teste MIK da Área 254[2]. O veículo seria removido do seu contentor de transporte no dia seguinte, sendo colocado na plataforma de teste e processamento onde seria inspeccionado para atestar que não havia sofrido danos durante o transporte. Após a chegada ao cosmódromo, os testes na Soyuz TMA-03M incidiram sobre os painéis solares do veículo com os especialistas da Corporação RKK Energia e do Centro Espacial Yuzhny, subsidiário da empresa TsENKI, a realizarem inspecções para verificarem o seu correcto funcionamento. De seguida foram realizados testes ao sistema de aproximação e acoplagem Kurs, com a Soyuz TMA-03M no interior da câmara de vácuo 17T523M onde foram executados os testes para a verificação da existência de fugas.

Os exames finais da tripulação principal iniciaram-se a 29 de Novembro no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin. No interior de simuladores, as duas tripulações tiveram de levar a cabo diferentes tarefas e lidar com diferentes situações de emergência, tais como a falha do sistema de regeneração de oxigénio Elektron e a falha dos transmissores UHF, situações de incêndio na ISS e outras situações de contingência na Soyuz TMA. A tripulação principal actuou no simulador da ISS no dia 29, enquanto que a tripulação suplente utilizava o simulador da Soyuz TMA. As tripulações trocariam de lugares no dia 30. Ambas as tripulações seriam aprovadas nos respectivos exames.

No dia 8 de Dezembro as duas tripulações chegavam ao cosmódromo Baikonur para iniciar a fase final do seu treino para a missão. As tripulações viajaram separadas em aviões Tupolev Tu-154 e Tupolev Tu-134. No dia seguinte após a chegada a Baikonur, os cosmonautas procederam à inspecção da Soyuz TMA-03M, experimentavam os fatos espaciais pressurizados Sokol-KV2 e os assentos individuais, além de verificarem a documentação que seria utilizada no lançamento e em órbita a bordo do novo veículo. Os cosmonautas procederam também à verificação do equipamento de comunicação via rádio. Neste dia é também iniciada a fase de treino final ao mesmo tempo que tinha lugar a reunião da Comissão Técnica Estatal onde foi tomada a decisão de se proceder com o abastecimento da Soyuz TMA-03M com os gases e propolentes necessários para as suas manobras orbitais.

[2] "***Пилотируемый космический корабль «Союз ТМА-03М» доставлен на Байконур***", http://www.federalspace.ru/main.php?id=2&nid=18005 .

No dia 10 de Dezembro decorreu uma das muitas tradições que antecedem cada missão com os cosmonautas a içarem as bandeiras da Rússia, do Cazaquistão, dos Estados Unidos e da Holanda no pátio do Hotel Cosmonauta, onde estariam alojados até ao dia do lançamento. Durante a permanência no cosmódromo e na cidade de Baikonur, as tripulações tiveram a oportunidade de visitar o Museu da Cosmonáutica para além de vários monumentos de homenageiam os heróis da história espacial russa.

A 9 e 10 de Dezembro procedeu-se ao abastecimento da Soyuz TMA-03M na Área 31. No dia 10 a tripulação teve a oportunidade de estudar o programa de bordo e a documentação a bordo da Soyuz TMA-03M, além de levar a cabo treinos físicos e de se prepararem para o lançamento. Após o abastecimento da cápsula espacial, esta seria transportada no dia 11 de Dezembro para as instalações de integração, montagem e teste do MIK 254, onde se iniciaram as operações de processamento finais.

Parte do treino final da tripulação consistiu na formação sobre a segurança no trabalho a bordo do segmento russo da ISS e estudo da documentação de bordo do seu veículo espacial. A tripulação também executou treinos no simulador de acoplagem. No dia 12 a cápsula era acoplada com o compartimento de transferência que faz a ligação física com o terceiro estágio do foguetão lançador 11A511FG Soyuz-FG.

Os desenhadores e engenheiros da Corporação S.P. Korolev RSC Energia procederam à inspecção do veículo no dia 14 de Dezembro e de seguida foi autorizada a colocação da cápsula no interior da ogiva de protecção 11S517A3 n.º Л15000-059 do foguetão lançador.

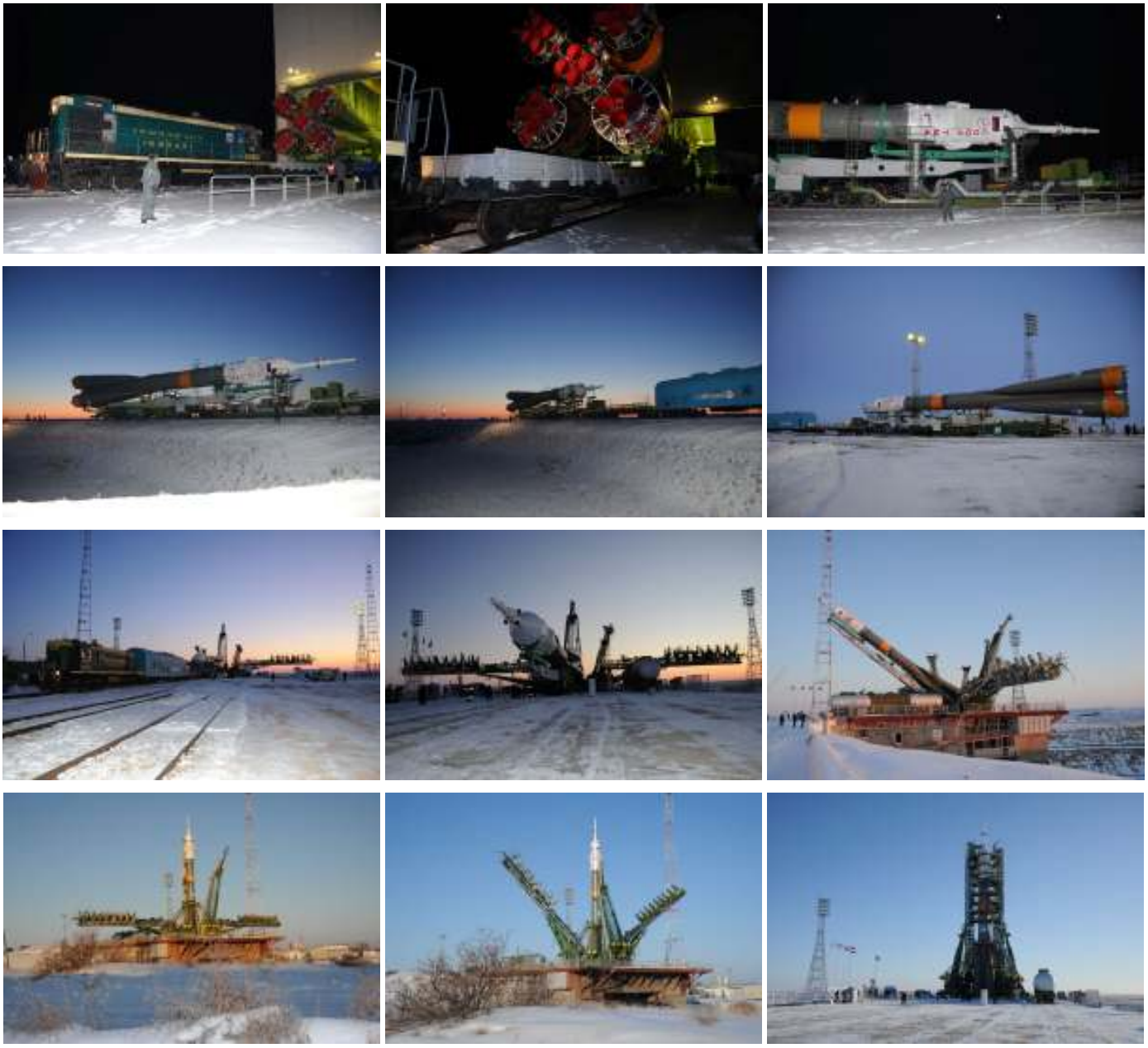
O dia 15 foi um dia dedicado à imprensa com os cosmonautas e astronauta a levarem a cabo muitas tradições do programa espacial russo. Os jornalistas tiveram a oportunidade de manhã de conversarem com a tripulação durante uma conferência de imprensa. Ainda na manhã a tripulação levou a cabo uma simulação de uma acoplagem com a estação espacial internacional, levou a cabo sessões de exercício físico e treino no simulador de gravidade zero, além de jogarem bilhar e ténis de mesa. Pela tarde foi cumprida a tradição do plantar de uma árvore por cada tripulantes, uma tradição iniciada em 1961 por Yuri Gagarin, e continuou depois o seu treino.

O veículo 11Ф732A47 n.º 703 na sua configuração de lançamento foi inspeccionada pela tripulação no edifício MIK-254 no dia 16 e nesse mesmo dia o módulo orbital foi transportada para o edifício de integração e montagem do lançador no qual foi integrado com o foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG (И15000-039) no dia 10. Este lançador estava inicialmente previsto para ser utilizado na missão Soyuz TMA-22.

O processo de integração final do foguetão lançador é feito em várias fases que decorreram a 17 de Dezembro. Após se colocar em posição, o estágio Blok-I é acoplado ao compartimento de transferência do módulo orbital que contém a cápsula espacial. De seguida, procede-se à colocação do sistema de salvamento de emergência ao mesmo tempo que se prepara a parte inferior do último estágio para a sua ligação com o Blok-A, o estágio central do lançador. Nesta altura já os quatro propulsores laterais de combustível líquido estão acoplados com o estágio central. Após a montagem do sistema de emergência, todo o conjunto é elevado por um guindaste pesado e deslocado alguns metros, sendo colocado em posição e depois acoplado ao Blok-A.

Neste dia era também realizada uma reunião da Comissão Governamental e da Comissão Técnica que tomou a decisão de autorizar o transporte do foguetão para a plataforma de lançamento PU-5 do Complexo de Lançamento LC1 'Gagarinskiy Start' (17P32-5). A reunião sumarizou os trabalhos de preparação do foguetão lançador, da cápsula espacial e da infra-estrutura de solo. A comissão escutou os relatórios dos gestores e dos gestores técnicos sobre os testes e os preparativos, além da prontidão em se levar a cabo a missão. Inicialmente, esta missão estava prevista para ser lançada desde a Plataforma de Lançamento PU-6 do Complexo de Lançamento LC31 (17P32-6). No entanto, e devido aos atrasos nos trabalhos de preparação, o lançamento teve de ser levado a cabo desde a plataforma PU-5 do complexo LC1.

O foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG (И15000-039) foi transportado para a plataforma de lançamento no dia 19 de Dezembro pelas 0100UTC. Tal como acontece com esta família de lançadores, o seu transporte para a plataforma de lançamento é levado a cabo na horizontal sobre um vagão de caminho de ferro especialmente equipado com um sistema pneumático que segura o foguetão e o coloca na posição vertical sobre o fosso das chamas na plataforma de lançamento. Desse comboio faz também parte uma carruagem com o sistema de ar condicionado e outros sistemas. Após ser colocado na plataforma PU-5 deu-se início ao primeiro dia de actividades de preparação para o lançamento. No mesmo dia é levada a cabo uma reunião da Comissão Governamental que aprova em definitivo a constituição da tripulação principal da Soyuz TMA-03M, tomando também a decisão de se prosseguir com os preparativos para o lançamento do foguetão Soyuz-FG.



Após os técnicos terem terminado os trabalhos de colocação do lançador na plataforma de lançamento e de procederem à ligação de todas as condutas de fornecimento de propolentes, gases de pressurização e de fornecimento eléctrico, tiveram lugar vários testes ao veículo sendo também realizada uma simulação do lançamento. Tendo em conta os resultados dos testes e simulações foi decidido prosseguir com os trabalhos de preparação para o lançamento.

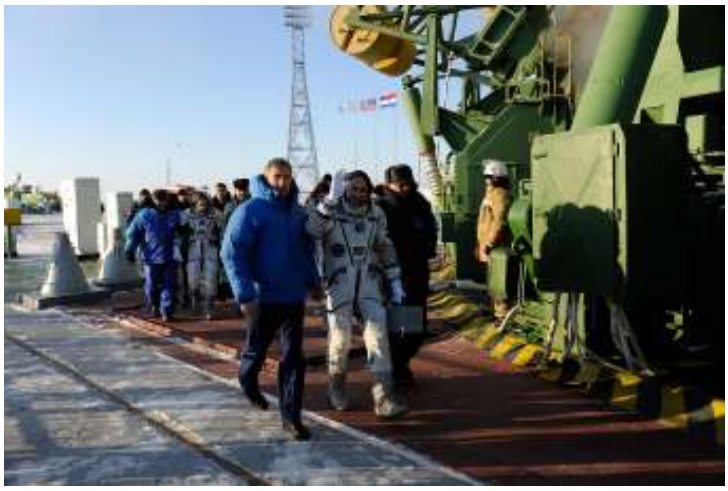
O dia 17 foi utilizado pelas tripulações para seleccionar os itens pessoais que iriam levar na missão e realizaram treinos físicos de preparação para o lançamento. Como parte das muitas tradições que são levadas a cabo antes de cada missão, no dia 18 de Dezembro o reitor da capela de S. Jorge – o Vitorioso, padre Sergius, abençoou o foguetão lançador da Soyuz TMA-03M na plataforma de lançamento. Estas bênçãos foram iniciadas desde 1998 após o fim da União Soviética.

Neste dia teve lugar uma nova reunião da Comissão Estatal para o lançamento da Soyuz TMA-03M durante a qual se deu a aprovação da tripulação principal e suplente. Nesta reunião foi também aprovada a prontidão do foguetão lançador para a missão. Assim, Oleg Kononenko (Comandante), Donald Pettit (Engenheiro de Voo n.º 1) e André Kuipers (Engenheiro de Voo n.º 2), eram aprovados como sendo a tripulação principal da Soyuz TMA-03M, enquanto que Yuri Malenchenko, Sunita Williams e Hoshide Akihiko, eram aprovados como a tripulação suplente. Os membros das duas tripulações referiram também a sua prontidão para executar a missão. A comissão deu também luz verde para se iniciar o abastecimento e para se levar a cabo lançamento à hora prevista.

Após a sua aprovação por parte da Comissão Estatal, a tripulação da Soyuz TMA-03M participou numa conferência de imprensa na qual respondeu a várias questões colocadas pelos jornalistas presentes. As questões debruçaram-se sobre os trabalhos que a tripulação irá levar a cabo em órbita, bem como as experiências que irão realizar. A tripulação explicou que a Expedição 30/31 terá várias tarefas para realizar em órbita, recebendo os veículos de carga Progress M, HTV e ATV, realizar actividades extraveículares, levar a cabo o programa científico e de experimentação, bem como participar na manutenção da ISS. Durante a conferência de imprensa os cosmonautas e astronautas conheceram ainda a jovem vencedora do concurso de desenho para crianças Alena Gerasimova, de Petrozavodsk, Rússia.

A seis horas do lançamento a tripulação da Soyuz TMA-03M deixou as instalações do Hotel Cosmonauta onde esteve albergada, juntamente com a tripulação suplente, desde que chegara ao cosmódromo. Aplaudidos pelos familiares e amigos, a tripulação entrava no autocarro que os levaria às instalações do edifício MIK 254 onde envergariam os fatos espacial Sokol, apresentando-se depois à Comissão Estatal e entrando de novo no autocarro que os levaria para a plataforma de lançamento. Entretanto, a Comissão Estatal que supervisiona os preparativos para o lançamento da Soyuz TMA-03M, deu luz verde para o abastecimento do foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG após ter recebido os relatórios dos responsáveis pelos preparativos para o lançamento.

Após envergarem os seus fatos pressurizados Sokol-KV2, os três homens dirigiram-se para o exterior das instalações do MIK 254 onde se apresentaram à Comissão Estatal e de entraram para o autocarro que os levaria até à plataforma de lançamento. Apesar do tempo frio em Baikonur, as condições meteorológicas eram muito melhores do que as que haviam sido registadas no lançamento da Soyuz TMA-22. As regras que limitam os lançamentos impõem que os foguetões Soyuz não podem ser lançados com temperaturas inferiores a -10ºC ou superiores a +50ºC e os ventos no solo deverão ser inferiores a 15 m/s.



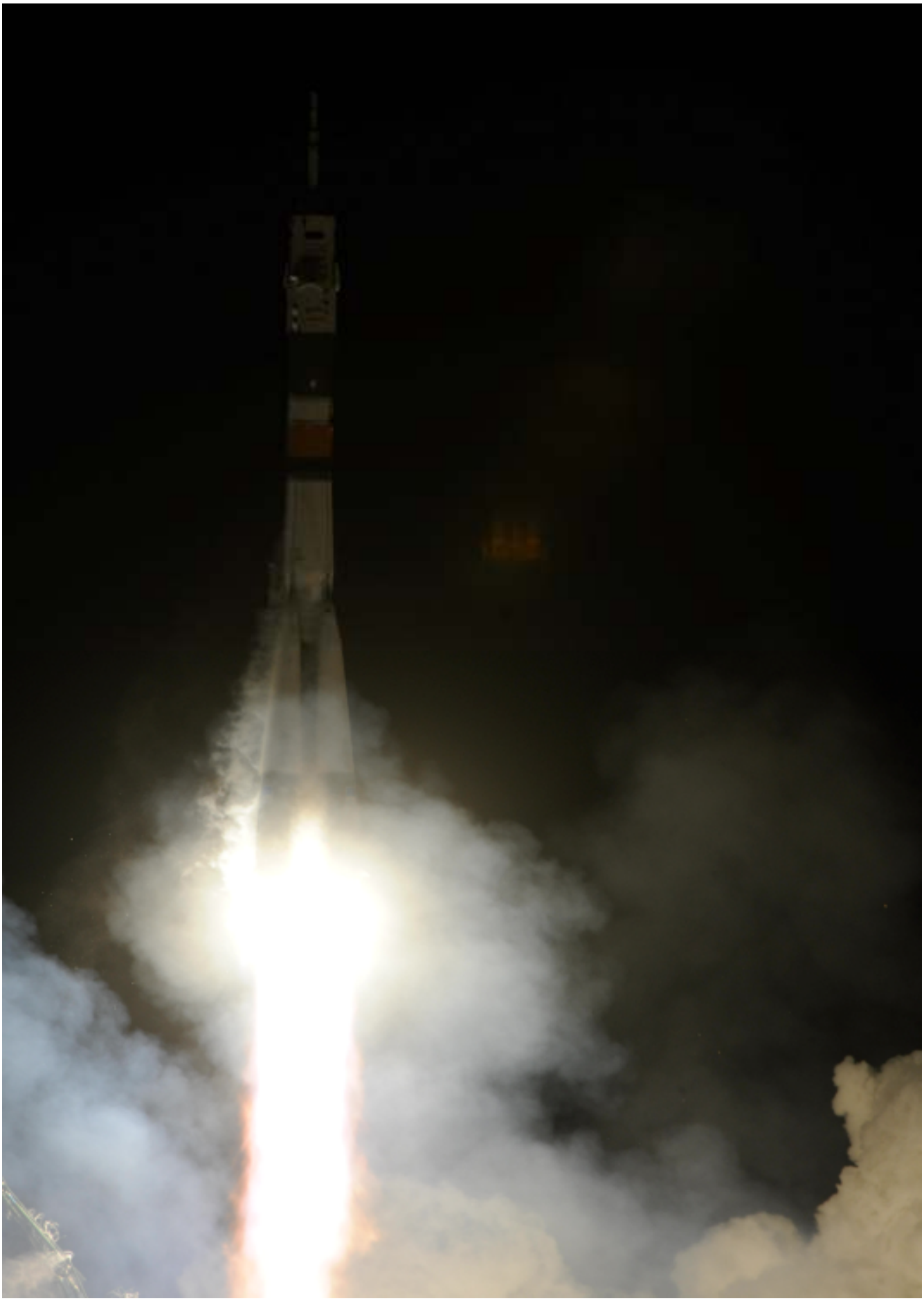
A contagem decrescente final para o lançamento teve início pelas 0516UTC do dia 21 de Dezembro, iniciando-se as verificações dos sistemas do lançador. As baterias internas para o fornecimento de energia foram instaladas no foguetão lançador às 0716UTC e pelas 0746UTC a Comissão Estatal dava a luz verde para o prosseguimento das operações de lançamento. A verificação dos sistemas do lançador tem lugar pelas 0816UTC, enquanto que a revisão dos procedimentos de abastecimento do foguetão lançador iniciou-se às 0856UTC. O abastecimento do foguetão inicia-se às 0916UTC e às 1016UTC era finalizado o abastecimento de oxigénio líquido ao primeiro e segundo estágio do foguetão Soyuz-FG. A tripulação chegava à plataforma de lançamento pelas 1036UTC e de seguida entrava no elevador que lhes daria acesso à câmara de entrada na cápsula espacial, ingressando na Soyuz TMA-03M pelas 1046UTC. A escotilha de acesso ao interior da nave espacial é encerrada às 1116UTC e a verificação final dos sistemas do módulo de descida tem início pelas 1131UTC ao mesmo tempo que se procede à activação dos giroscópios, iniciando-se o fluxo de ar para os fatos Sokol, procedendo-se à pressurização da Soyuz TMA-03M e dando-se início à verificação final dos sistemas do lançador. Às 1146UTC é verificada a pressão na escotilha que separa o módulo de descida do módulo orbital. Nesta altura a tripulação activa o sistema de comunicações.

O. KONONENKO
O. KONONENKO
РОССИЯ
РОСКОСМОС

O sistema de orientação inercial do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG foi activado às 1216UTC e nesta altura inicia-se a evacuação da área da plataforma de lançamento PU-5. O programa de voo é carregado nos computadores de bordo às 1231:14UTC ao mesmo tempo que é baixada a estrutura de serviço que contém o compartimento de acesso à cápsula espacial. Pelas 1236UTC estavam finalizados os testes do módulo de descida da Soyuz TMA-03M ao mesmo tempo que se iniciam os testes de pressurização dos fatos Sokol-KV. O sistema de comando de lançamento é activado às 1246UTC, bem como o sistema de emergência. As duas metades da torre de serviço que são assim colocadas na posição de lançamento pelas 1251UTC. Os testes de pressurização dos fatos da tripulação são finalizados pelas 1301UTC, na mesma altura em que se completa a evacuação da plataforma de lançamento. Nesta fase o sistema de emergência é colocado em modo automático. Pelas 1306UTC os giroscópios são colocados em modo de voo e os gravadores de bordo são activados pela tripulação. Estes gravadores irão registar todos os dados telemétricos do veículo bem como as conversações entre os cosmonautas e com o Centro de Controlo de Voo em Moscovo (TsUP). A sequência automática de lançamento é activada a T-6m 15s (1309:59UTC) com o complexo de lançamento e todos os sistemas da Soyuz TMA-03M e do foguetão lançador a serem declarados prontos para o lançamento. Nesta altura a 'Chave de Lançamento' é entregue ao Director de Lançamento. Os sistemas de telemetria de bordo e do solo são activados a T-5m (1311:14UTC) com os sistemas de bordo a serem transferidos para o controlo de bordo. Os sistemas de controlo do Comandante da Soyuz TMA-03M são activados ao mesmo tempo que é introduzida no *bunker* de controlo a chave de lançamento. Por esta altura os três homens começam a consumir o ar proveniente dos fatos pressurizados ao encerrar as viseiras dos seus capacetes.

Pelas 1312:59UTC deu-se a purga com nitrogénio das câmaras de combustão dos motores do primeiro e do segundo estágio. A energia do mastro umbilical para o 3º estágio é desligada a T-2m 40s e cinco segundos depois dá-se início à pressurização dos tanques de propolente do foguetão lançador. Nesta altura são activados os sistemas de medição de bordo é activado e é iniciada a pressurização de todos os tanques do lançador com nitrogénio cinco segundos mais tarde. As válvulas de fornecimento, drenagem e de segurança dos tanques do lançador são encerradas às 1313:59UTC ao mesmo tempo que se termina com o abastecimento de oxigénio e nitrogénio.

Às 1315:14UTC o foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG começa a receber energia das suas próprias baterias, dando-se início à sequência automática de lançamento. Nesta altura é separada a primeira torre umbilical conectada ao lançador. O segundo braço umbilical para fornecimento de energia ao terceiro estágio separa-se do lançador às 1315:34UTC. A 'Chave de Lançamento' é colocada na posição de lançamento às 1315:54UTC, iniciando assim o sequenciador automático, entrando em ignição os motores do primeiro (propulsores laterais) e segundo estágio, atingindo um nível de força intermédio. O segundo mastro umbilical separa-se do lançador às 1315:59UTC e as turbo-bombas dos motores a funcionam à velocidade de voo a T-10s (1316:24UTC). Os motores do primeiro estágio atingem a força máxima às 1316:09UTC com o veículo a abandonar a plataforma de lançamento e os quatro mastros de suporte do veículo a deslocarem-se para a posição de segurança pelas 1316:14,190UTC.

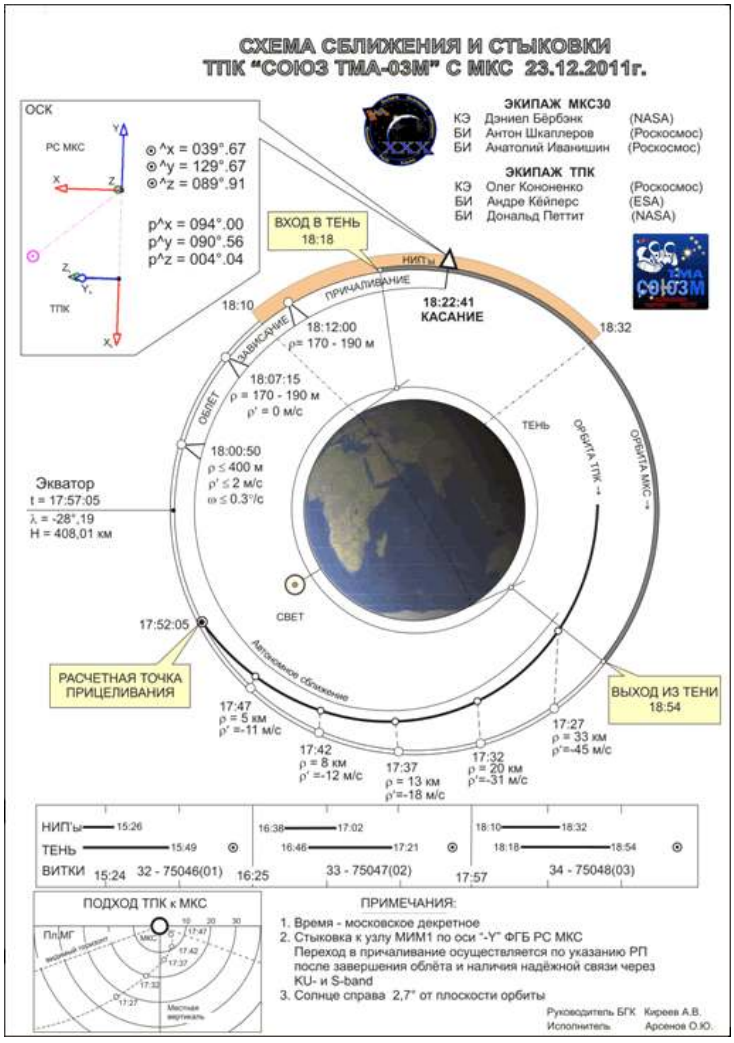


A tabela mostra os tempos dos diferentes acontecimentos durante o lançamento. O impacto no solo do sistema de emergência tiver lugar na Área n.º 16 localizada no Distrito de Karaganda, Cazaquistão. O sistema de emergência tem uma massa de 1.935 kg. O impacto no solo terá ocorrido a 47º 18' N – 67º 14' E. O impacto no solo dos propulsores que constituíram o primeiro estágio tive lugar na Área n.º 49 localizada no Distrito de Karaganda, Cazaquistão. O impacto no solo terá ocorrido a 47º 22' N – 67º 28' E. A carenagem de protecção acabou por cair na Área n.º 69 localizada no Distrito de Karaganda (48º 01' N – 69º 33' E) enquanto que o segundo estágio impactou nas Áreas n.º 306 (50º 52' N – 83º 00' E) e 307 (50º 54' N – 83º 16' E) localizada no Distrito de Altai, República de Altai (Rússia) – Distrito de Cazaquistão Este (Cazaquistão). A secção de ligação entre o 2º e o 3º estágio acabou por impactar na Área n.º 309 (50º 56' N – 83º 35' E) localizada no Distrito de Altai, República de Altai (Rússia) – Distrito de Cazaquistão Este (Cazaquistão).

Fase do lançamento	Tempo (m:s)
Ignição	0
Separação do sistema de emergência	1:53,38
Final da queima e separação do 1º estágio	1:57,80
Separação da carenagem de protecção 11S517A3 n.º Л15000-059	2:37,48
Final da queima do 2º estágio	4:45,05
Separação do 2º estágio / ignição do 3º estágio	4:47,30
Separação da grelha de ligação 2º / 3º estágio	4:57,05
Final da queima do 3º estágio	8:44,96
Separação da Soyuz TMA-03M	8:48,26

Após se separar do estágio 11S510 Blok-I, a Soyuz TMA-03M atingiu a órbita terrestre às 1325:02,45UTC e ficou colocada numa órbita inicial com um apogeu a 248 km de altitude, um perigeu a 193 km de altitude, uma inclinação orbital de 51,63º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 88,91 minutos (os parâmetros previstos eram: apogeu a 242 km de altitude – incerteza de +/- 42 km, perigeu a 200 km de altitude – incerteza entre -7 km e +22 km, inclinação orbital de 51,67º - incerteza de 0,058º, e um período orbital de 88,64 minutos – incerteza de 0,367 minutos). Nessa altura, a ISS encontrava-se numa órbita com um apogeu a 409,4 km de altitude, um perigeu a 376,6 km de altitude, uma inclinação orbital de 51,66º e período orbital de 92,33 minutos. A Soyuz TMA-03M iniciava então uma «perseguição» de dois dias à estação espacial internacional ao longo dos quais são levadas a cabo algumas manobras orbitais que alteram os parâmetros da órbita do veículo tripulado.

Após entrar em órbita terrestre os tripulantes executam várias tarefas para preparar o veículo para o voo orbital. Estas tarefas iniciam-se com a abertura automática dos painéis solares e das antenas de comunicações. De seguida procede-se com a pressurização dos tanques de propolente, com o enchimento dos distribuidores e a sonda de acoplagem é colocada em posição. Os cosmonautas podem agora ter acesso ao módulo orbital da Soyuz TMA mas primeiro verificam que não existe qualquer fuga de ar entre esse módulo e o módulo de regresso onde se encontram. Entretanto, são também levados a cabo outros testes automáticos tal como acontece com o auto-teste do sistema de encontro e acoplagem KURS. Os sensores angulares BDUS são também testados e a cápsula é colocada na atitude apropriada em órbita ao mesmo tempo que é colocada numa lenta rotação sobre o seu eixo longitudinal para evitar o aquecimento excessivo de um doa seus lados (após ser testado o sistema de controlo rotacional manual).

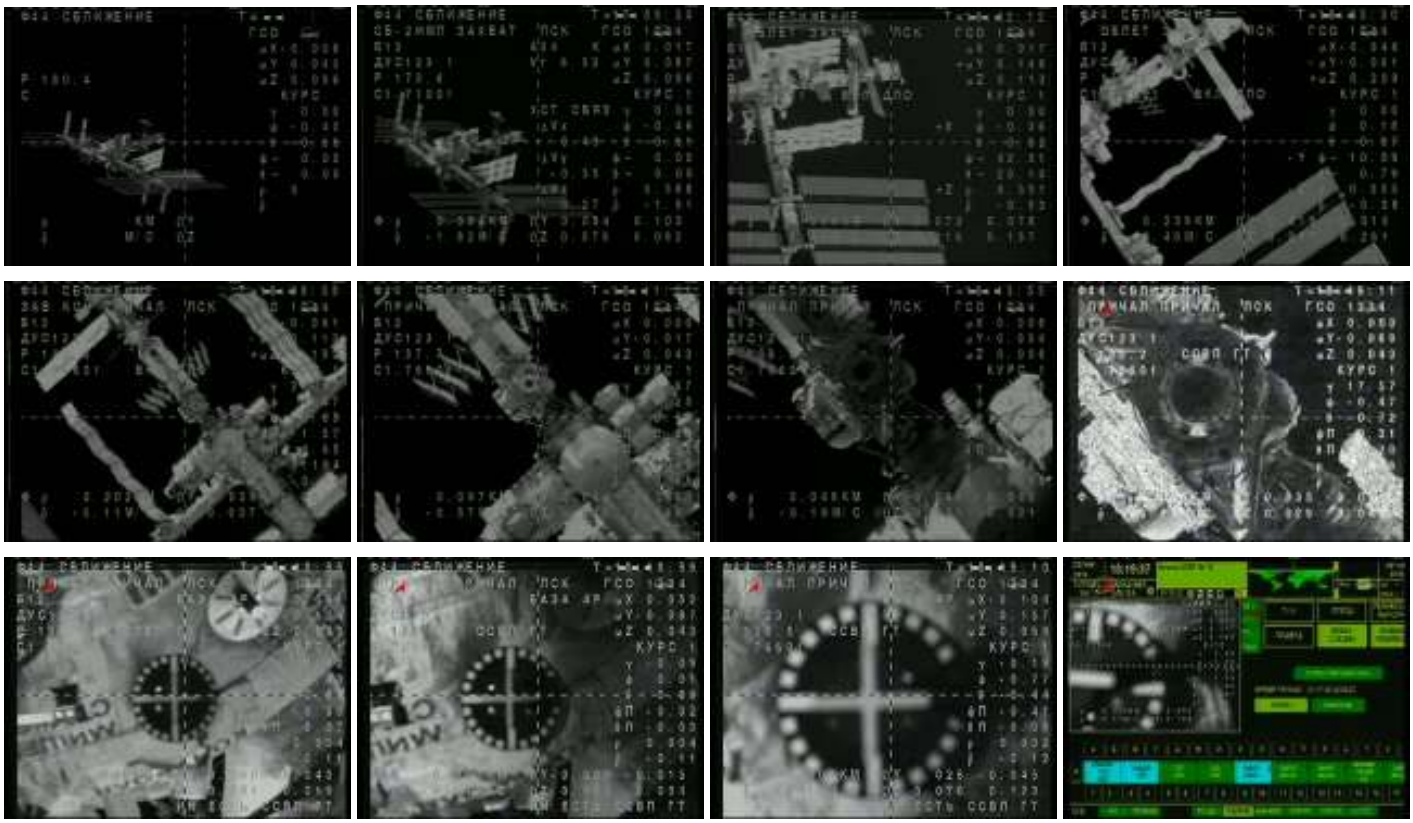


Após se verificar que não existem fugas entre o módulo orbital e o módulo de descida, a tripulação pôde então entrar no módulo orbital e despir os seus fatos pressurizados. Em antecipação das duas primeiras manobras orbitais, a Soyuz TMA recebe então os dados relativos às queimas que o seu motor terá de efectuar. Entretanto, a tripulação activa o sistema de purificação de ar SOA no interior do módulo orbital ao mesmo tempo que desactiva esse sistema no módulo de descida.

A primeira manobra orbital teve lugar às 1652:44UTC do dia 21 de Dezembro durante a 3ª órbita. O motor da cápsula foi activado durante 103,3 s alterando a velocidade em 41,97 m/s. Após esta manobra a Soyuz TMA-03M ficou colocada numa órbita com apogeu a 344,8 km de altitude, perigeu a 221,3 km de altitude, inclinação orbital de 51,65º e período

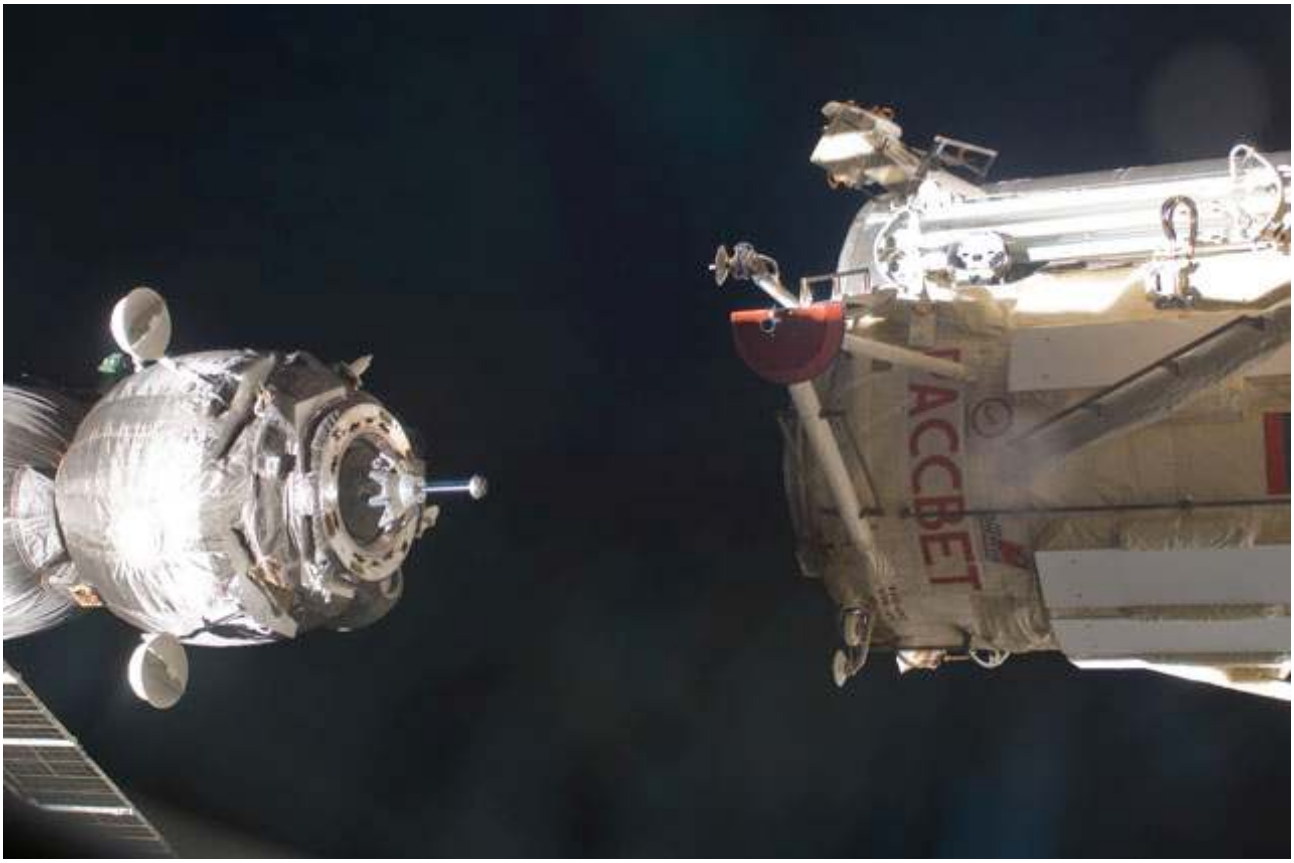
orbital de 90,08 minutos. A segunda manobra orbital teve lugar na 4ª órbita às 1745:03UTC com o motor a ser activado durante 50,9 s e alterando a velocidade em 20,62 m/s. Após esta manobra a cápsula tripulada ficou colocada numa órbita com apogeu a 361,9 km de altitude, perigeu a 276,4 km de altitude, inclinação orbital de 51,64º e período orbital de 90,80 minutos. De notar que antes da execução destas manobras a cápsula deixa de efectuar rotações sobre o seu eixo longitudinal, sendo colocada de novo nesta situação após a segunda manobra orbital. A terceira manobra orbital teve lugar na 17ª órbita às 1437:31UTC do dia 22 de Dezembro. Nesta manobra o motor é activado durante 28,7 s e alterando a velocidade em 2,00 m/s. Após esta manobra a nave espacial ficou colocada numa órbita com apogeu a 360,9 km de altitude, perigeu a 283,0 km de altitude, inclinação orbital de 51,66º e período orbital de 90,87 minutos.

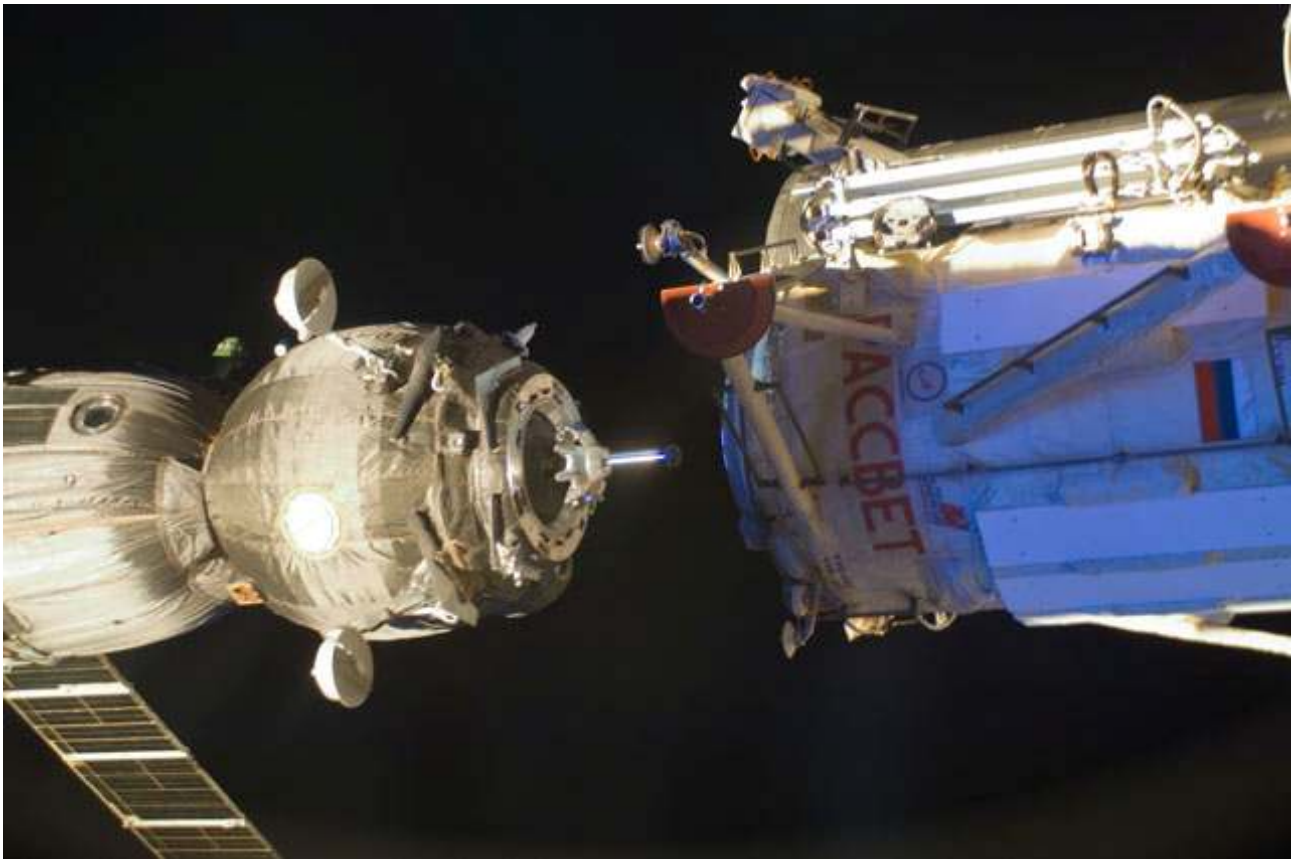
Os procedimentos que terminariam com a acoplagem com a estação espacial internacional tiveram início às 1304:04UTC do dia 23 de Dezembro com o início das manobras automáticas de aproximação. O controlo de atitude da ISS é transferido desde o Centro de Controlo de Houston para o Centro de Controlo de Korolev às 1320:00UTC. O primeiro impulso da 4ª manobra tem lugar às 1324:23UTC, alterando a velocidade da Soyuz TMA-03M em 0,016 km/s. O segundo impulso da 4ª manobra teria lugar pelas 1344:56UTC e alterava a velocidade da cápsula em 0,001 km/s. A activação do sistema Kurs na Soyuz TMA-03M (Kurs-A) ocorria às 1348:30UTC, seguindo-se às 1250:30UTC a activação do Kurs-P no módulo de serviço da ISS. A uma distância de cerca de 115 km procedia-se à verificação das comunicações por voz na ligação VHF-2 da cápsula Soyuz. O terceiro impulso (correspondendo à manobra n.º 5) ocorria às 1411:46UTC e alterava a velocidade da cápsula em 0,014 km/s. Pelas 1413:04UTC (com uma distância de 92 km entre os dois veículos) verificava-se a recepção válida de dados do sistema Kurs-P. O nascer do Sol orbital ocorria às 1421:37UTC.



Pelas 1434:44UTC ocorria um teste de curta distância entre o Kurs-A e o Kurs-P (distância de 17,3 km) e a activação do sistema de TV da Soyuz TMA-03M dava-se às 1440:24UTC. O quarto impulso dos motores da cápsula espacial ocorria às 1450:37UTC (0,006 km/s), atingindo-se o ponto alvo balístico às 1452:04UTC. O quinto e o sexto impulso ocorreriam às 1455:17UTC e às 1458:05UTC, respectivamente (alterando a velocidade em 0,006 km/s e 0,001 km/s). O modo de voo em torno da ISS era iniciado às 1500:50UTC e a cápsula encontrava-se estacionária em relação à estação espacial pelas 1507:15UTC a 100 metros de distância.

A aproximação final iniciava-se às 1509:00UTC, com a janela de oportunidade para a acoplagem a abrir-se pelas 1516:00UTC (encerrando-se pelas 1526:00UTC). O pôr-do-sol orbital ocorria às 1518:22UTC. A antena era do sistema Kurs era recolhida como previsto e a acoplagem com o módulo Rassvet tinha lugar às 1519:14UTC. A acoplagem estava inicialmente prevista para ter lugar às 1522:41UTC, mas como a manobra de posicionamento estacionário em relação à ISS foi mais curta, todos os procedimentos seguintes foram antecipados. Minutos mais tarde, pelas 1521:00UTC ocorria a retracção da sonda de acoplagem da Soyuz TMA-03M com os ganchos de fixação a serem encerrados de seguida. Pouco depois a cápsula começava a receber energia proveniente da ISS e procedia-se à verificação da existência de fugas entre os dois veículos. Um novo nascer do Sol orbital ocorria às 1554:00UTC e o controlo da ISS era transferido do Centro de Controlo de Korolev para o Centro de Controlo de Houston às 1620:00UTC.





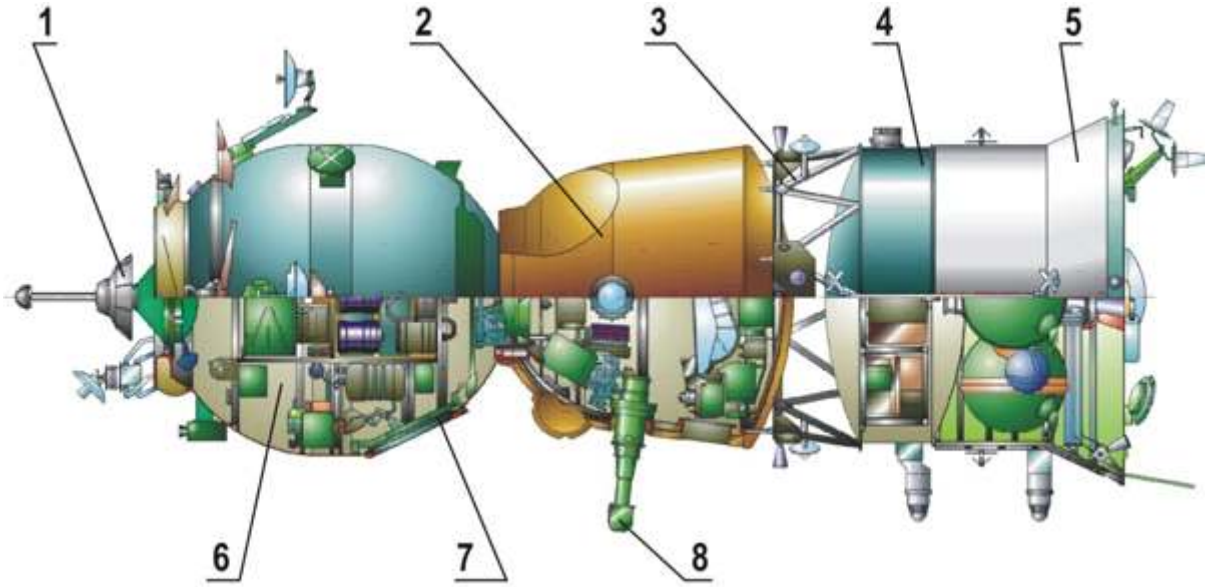
Finalizados os procedimentos para a verificação de fugas, procedeu-se à abertura das escotilhas de acesso entre os dois veículos pelas 1743UTC com os novos tripulantes a entrar na estação espacial. Após uma curta cerimónia de boas vindas com uma ligação em directo com o Centro de Controlo de Korolev, os novos residentes levaram a cabo uma pequena manutenção dos seus fatos espaciais pressurizados e transferiram uma pequena quantidade de carga para a ISS.

A Soyuz TMA e o foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG

Veículo Soyuz TMA-M (11F732A47 - 11Ф732A47)

A Soyuz TMA (Союз ТМА-М - **Т**ранспортный **М**одифицированный **А**нтропометрический **М**одернизированный) surge como uma versão melhorada da Soyuz TMA. As modificações introduzidas na nova versão têm como função:

- Substituir os dispositivos de orientação, navegação e sistemas de controlo de bordo, além do sistema de medição, por dispositivos desenvolvidos tendo como base novas tecnologias electrónicas e digitais, e um novo software;
- Prolongar as capacidades funcionais do veículo tendo em conta o controlo dos sistemas de bordo a partir dos computadores de bordo e proporcionar uma integração mais profunda com os computadores da ISS quando na utilização de um canal de transmissão multiplex;
- Aumentar as capacidades de carga através de uma redução de massa dos sistemas de bordo.



1 – sistema de acoplagem; 2 – módulo de descida; 3 – compartimento de transferência; 4 – módulo de instrumentação; 5 - módulo de serviço; 6 – módulo habitacional; 7 – escotilha de aterragem; 8 – periscópio. Imagem: RKK Energia

Modificações

Cinco novos dispositivos com uma massa total de cerca de 42 kg (em vez de seis dispositivos com uma massa total de cerca de 101 kg) foram instalados no sistema de controlo, orientação e navegação. Neste caso, o consumo de energia é reduzido até 105 W (em vez de 402W).

É utilizado um computador central (TsVM-101 - ЦВМ-101 цифровая вычислительная машина - com uma massa de 8,3 kg em vez do velho Árgon-16 com uma massa de 70 kg) com novo dispositivo de interface com uma massa total de cerca de 26 kg e um consumo energético de 80 W como parte das modificações ao sistema de controlo, orientação e navegação. A capacidade do computador central é de 8 M operações por segundo, a capacidade da memória RAM é de 2.000 kB. A capacidade operacional é consideravelmente aumentada. O sistema de telemetria analógico utilizado anteriormente foi também substituído por um novo sistema de telemetria designado MBITS (МБИТС **м**одернизированная **б**ортовая**и**нформационно-**т**елеметрическая **с**истема).

No sistema de medição de bordo (SOTR - СОТР **с**истема **о**беспечения **т**еплового **р**ежима) são instalados 14 novos dispositivos com uma massa de cerca de 28 kg (em vez de 30 dispositivos com uma massa de cerca de 70 kg), tendo o mesmo fluxo de dados. É reduzido o consumo de energia do sistema de medição de bordo: no modo de transmissão directa de telemetria até cerca de 85 W (em vez de 115W); no modo de gravação até cerca de 29W (em vez de 84W) e nos modos e reprodução até cerca de 85 W (em vez de 140W).

As modificações no sistema de controlo térmico (SOTR) são:

- O controlo termoestático líquido dos dispositivos do sistema de controlo, orientação e navegação, é proporcionado ao se instalar três placas de arrefecimento no módulo de instrumentação do veículo;

- O circuito de arrefecimento do sistema de controlo térmico foi modificado para ligar as placas de arrefecimento para proporcionar o controlo térmico de novos dispositivos do sistema de controlo, orientação e navegação, localizados no módulo de instrumentação;
- Foi instalada uma nova unidade eléctrica de com capacidade aumentada no circuito de arrefecimento do sistema de controlo térmico;
- O sistema de troca de calor de líquido para líquido é substituído para melhorar o controlo termoestático líquido do veículo no local de lançamento com a incorporação de novos dispositivos que requerem este tipo de controlo.

As modificações no sistema de controlo, orientação e navegação (SUDN - СУДН **с**истема **у**правления **д**вижением и **н**авигацией) são:

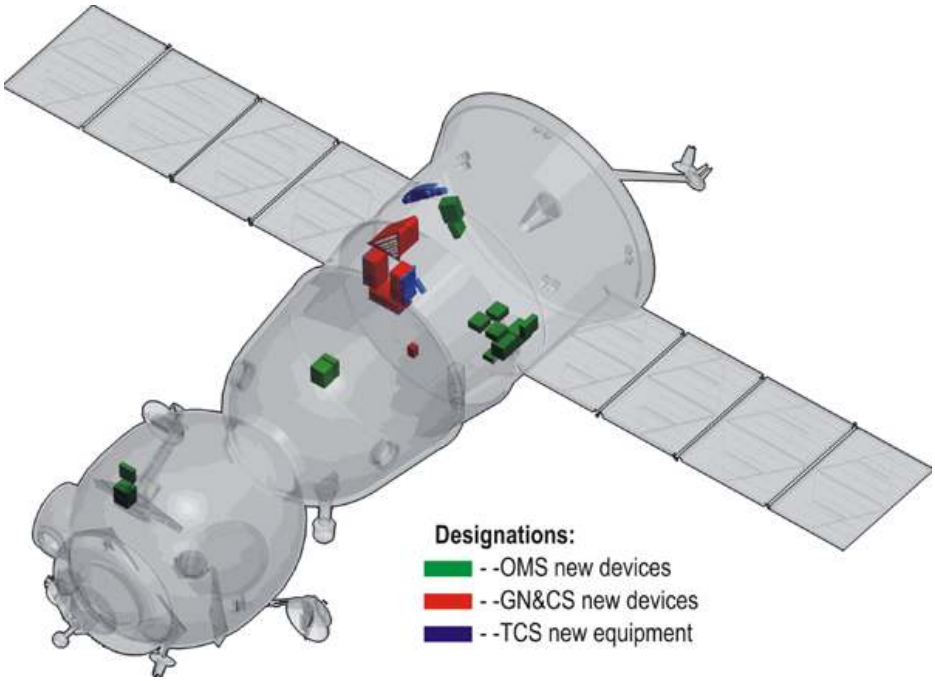
- A unidade de processamento de comandos e a matriz de comando são melhoradas de forma a proporcionar a lógica de controlo do sistema de controlo, orientação e navegação;
- Os sistemas de controlo de circuitos nas unidades de controlo de energia são substituídos por fornecimento de energia do sistema de controlo, orientação e navegação;

As modificações no painel de controlo são:

- É introduzido um novo software que considera a troca de comandos e de dados durante a modernização dos sistemas de bordo;

As modificações na estrutura do veículo e interfaces com a ISS:

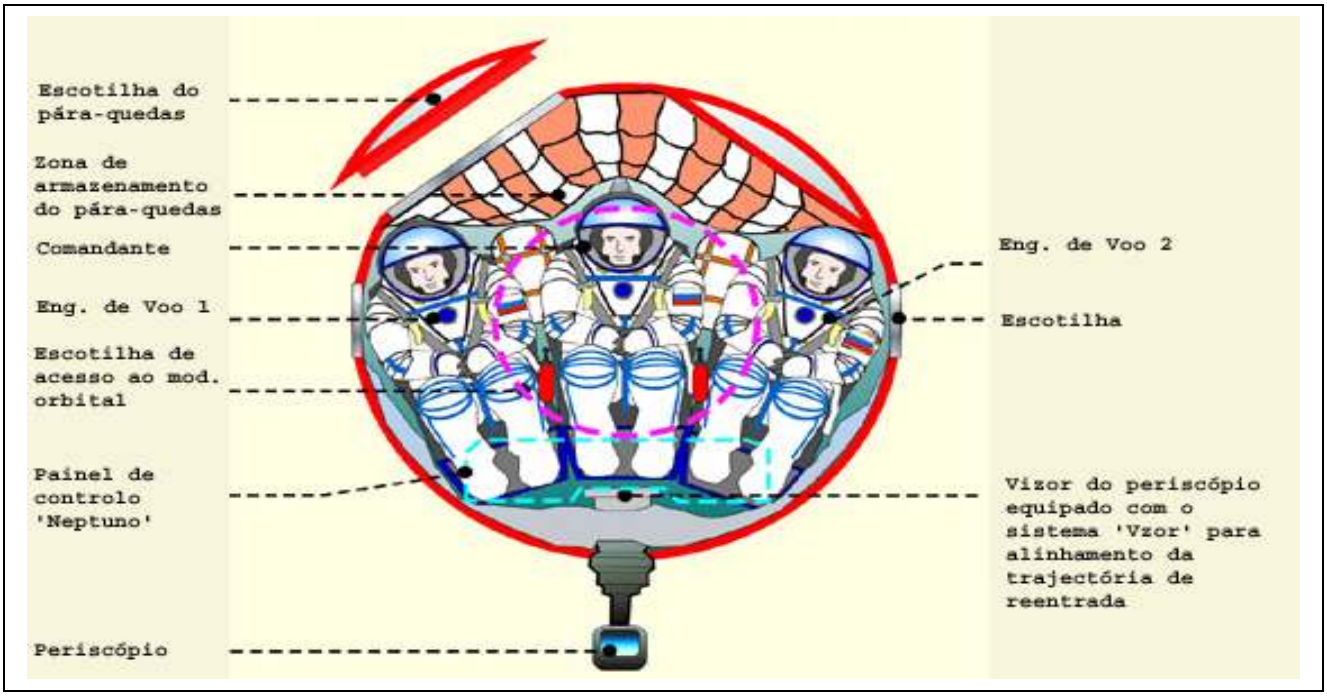
- A estrutura do módulo de instrumentação em liga de magnésio é substituída por liga de alumínio para melhorar a eficácia tecnológica;
- São introduzidos canais multiplex para troca de dados entre o veículo e o segmento russo da ISS



A Soyuz TMA-M pode transportar até três tripulantes tendo uma vida útil em órbita de 200 dias, podendo no entanto permanecer 14 dias em voo autónomo. Tendo um peso de total de 7.220 kg (podendo transportar 900 kg de combustível), o seu comprimento total é de 6,98 metros, o seu diâmetro máximo é de 2,72 metros e o seu volume habitável total é de 9,0 m^3. Pode transportar um máximo de 170 kg de carga no lançamento e 50 kg no regresso à Terra. A velocidade máxima que pode atingir no regresso à Terra com a utilização do pára-quedas principal é de 2,6 m/s, sendo a sua velocidade normal de 1,4 m/s, porém com o pára-quedas de reserva a sua velocidade máxima é de 4,0 m/s e a velocidade normal será de 2,4 m/s[3]. Tal como o seu antecessor, o veículo Soyuz TMA é composto por três módulos: o Módulo Orbital, o Módulo de Reentrada e o Módulo de Propulsão e Serviço.

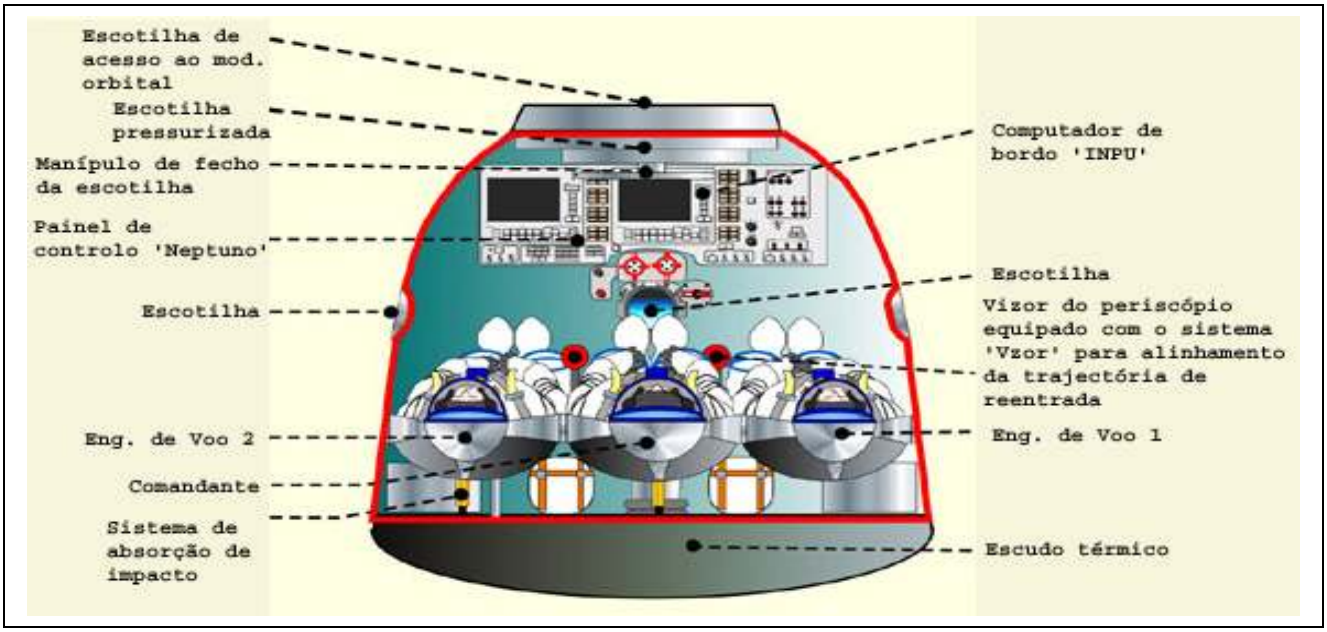
[3] De salientar que no caso da Soyuz TM a velocidade máxima que o veículo poderia atingir no regresso à Terra utilizando o seu pára-quedas principal era de 3,6 m/s, sendo a sua velocidade normal de descida de 2,6 m/s. Com o pára-quedas de reserva a Soyuz TM poderia atingir uma velocidade máxima de 6,1 m/s, com uma velocidade normal de descida de 4,3 m/s.

- **Módulo Orbital (*Botivoi Otsek* - бытовой отсек)** – Tem um peso de 1.278 kg, um comprimento de 3,29 metros, diâmetro de 2,2 metros e um volume habitável de 6,6 m^3. Está equipado com um sistema de acoplagem dotado de uma sonda retráctil com um comprimento de 0,5 metros, e um túnel de transferência. O comprimento do colar de acoplagem é de 0,22 metros e o seu diâmetro é de 1,35 metros. O sistema de acoplagem Kurs está equipado com duas antenas, estando uma colocada numa antena perpendicular ao eixo longitudinal do veículo. Este módulo separa-se do módulo de descida antes do accionamento dos retro-foguetões que iniciam o regresso à Terra.

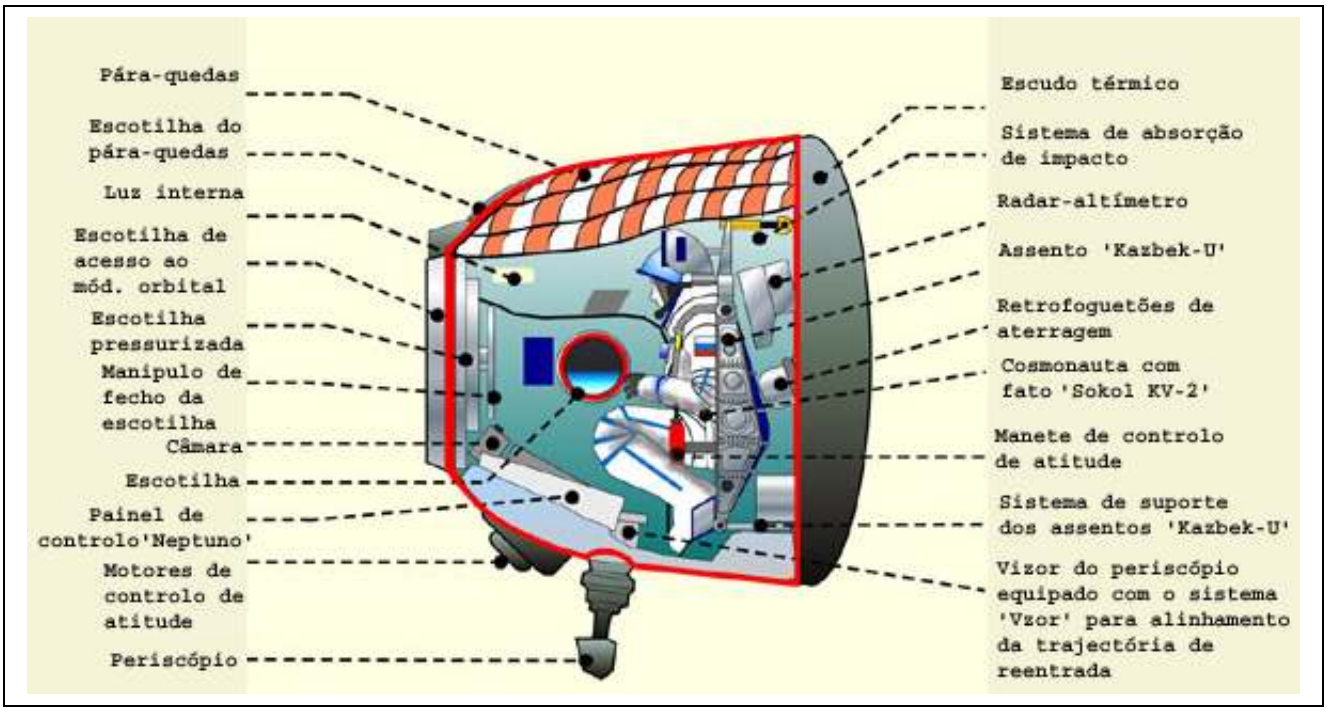


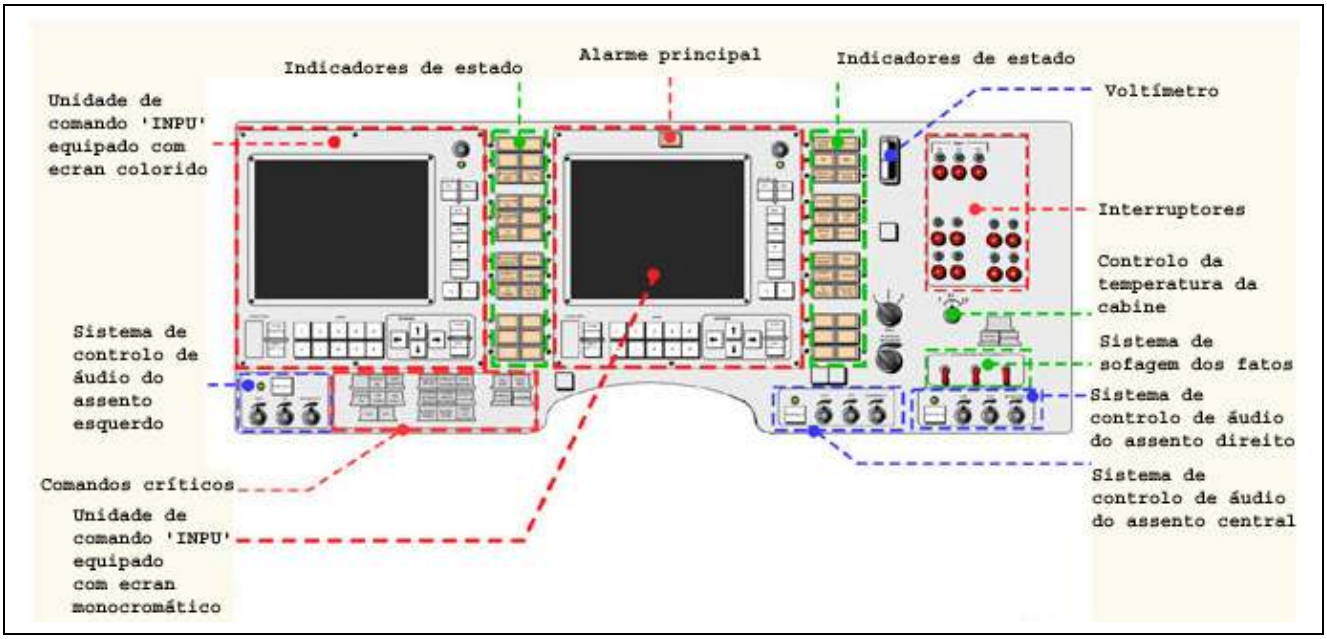
- **Módulo de Reentrada (*Spuskaemiy Apparat* - Спускаемый Аппарат)** – Podendo transportar até 3 tripulantes, tem um peso de 2.835 kg, um comprimento de 2,14 metros, um diâmetro de 2,20 metros e um volume habitável de 3,85 m^3. Possui 6 motores de controlo com uma força de 10 kgf que utilizam N_2O_4 e UDMH como propolentes. O Módulo de Descida permite aos seus tripulantes o uso dos seus fatos espaciais pressurizados durante as fases de lançamento e reentrada atmosférica, estando também equipado com o sistema de controlo do veículo, pára-quedas, janelas, sistema de comunicações e com os assentos Kazbek-UM (Казбек-УМ). A aterragem é suavidade utilizando um conjunto de foguetões que diminui a velocidade de descida alguns segundos antes do impacto no solo.

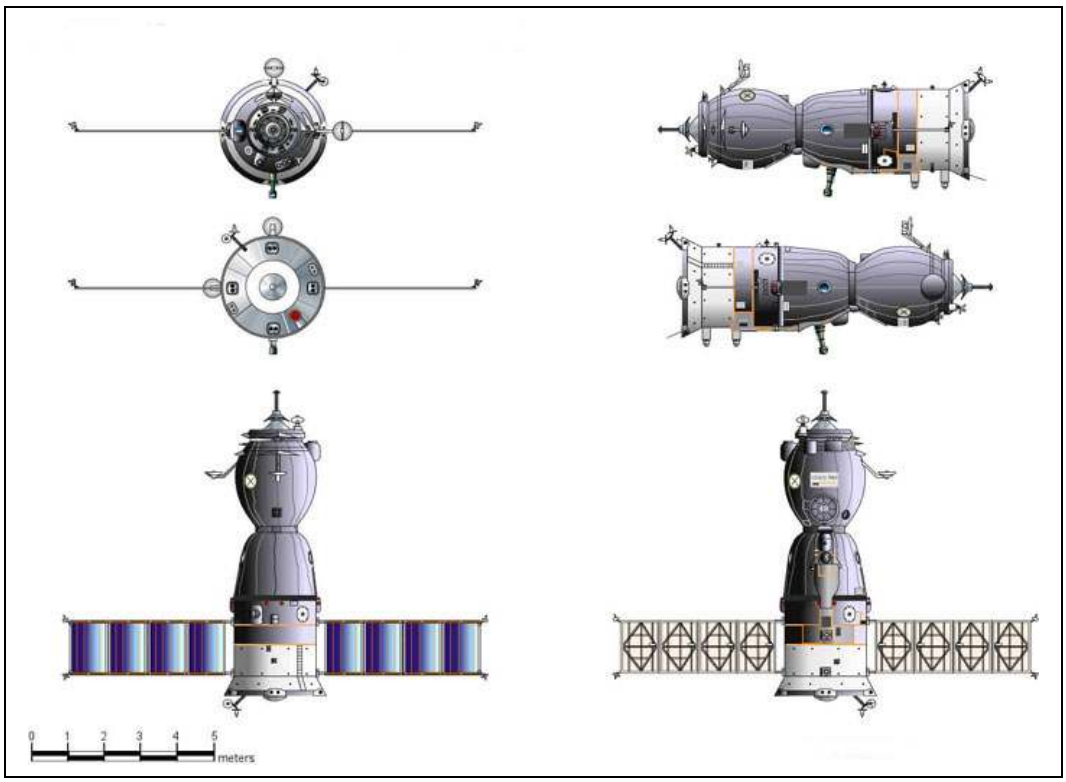
Durante o lançamento, acoplagem, separação, reentrada atmosférica e aterragem, o Comandante está sentado no assento central do módulo com os restantes dois tripulantes sentados a cada lado.



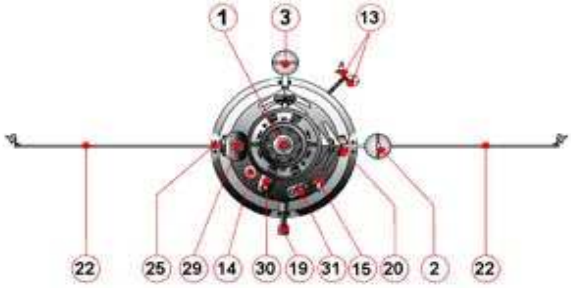
- **Módulo de Propulsão e Serviço (*Priborno-agregatniy Otsek* - приборно-аггрегатный отсек)** – Tem um peso de 3.057 kg, um diâmetro base de 2,2 metros e um diâmetro máximo de 2,7 metros. Está equipado com 16 motores de manobra orbital com uma força de 10 kgf cada, e 8 motores de ajustamento orbital também com uma força de 10 kgf. Todos os motores utilizam N_2O_4 e UDMH como propolentes. O sistema de manobra orbital possui um impulso específico de 305 s. O seu sistema eléctrico gera 0,60 kW através de dois painéis solares com uma área de 10,70 m^2.







Principais características da Soyuz TMA-M

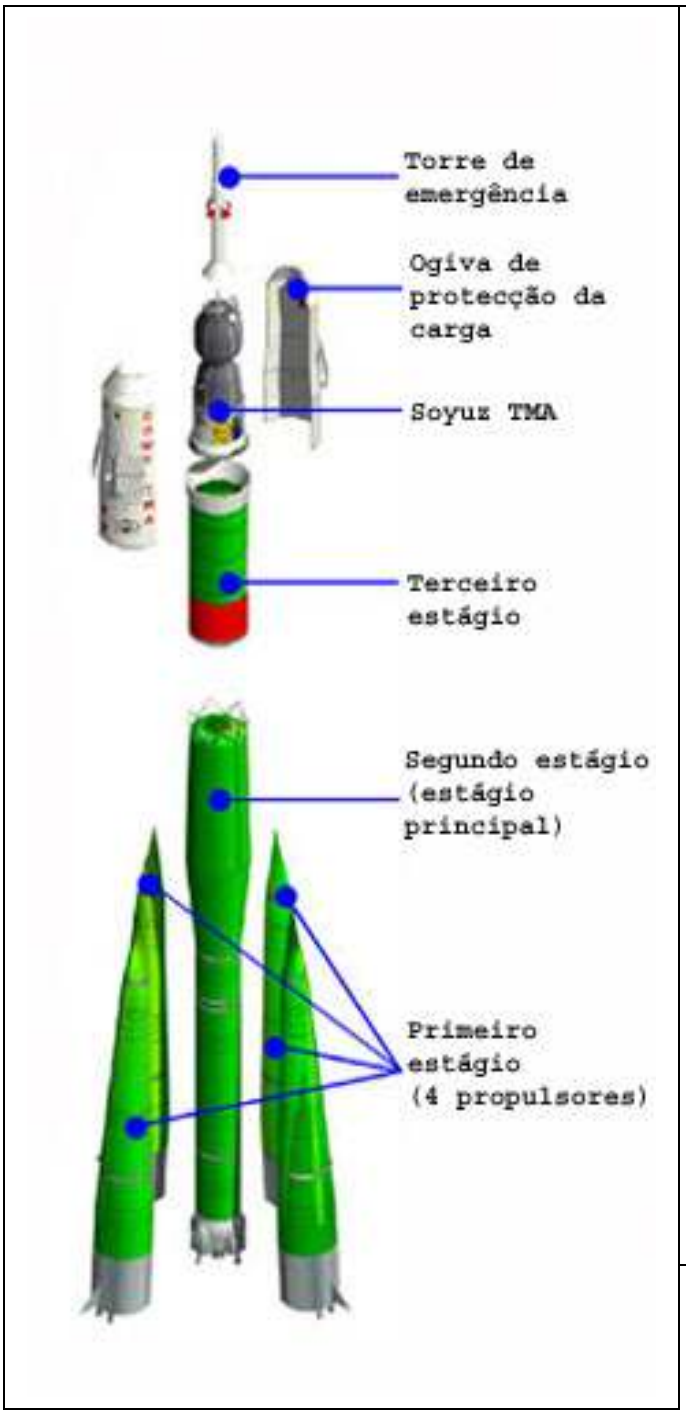


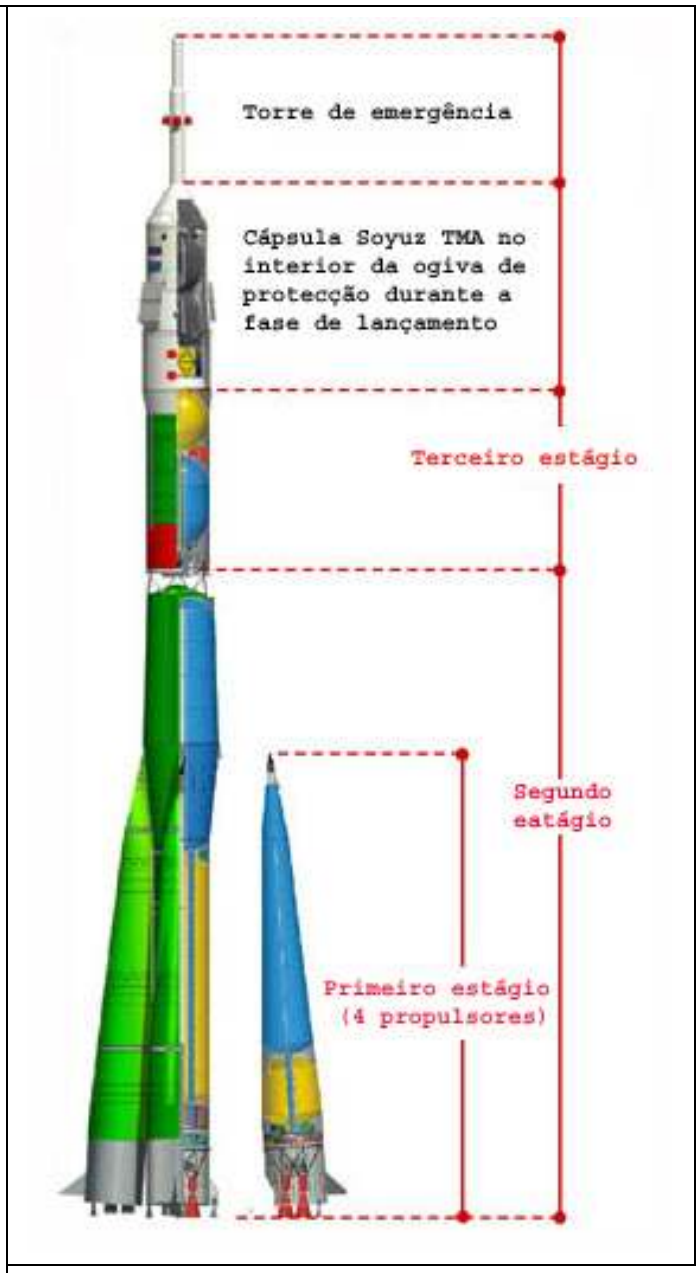
1 Sonda do sistema de acoplagem
2 Antena de alto ganho do sistema KURS
3 Antena de auto-detecção do sistema KURS
4 Antena de TV
5 Módulo orbital
6 Contentor do pára-quedas
7 Módulo de reentrada
8 Antena omnidireccional da ligação de comando
9 Unidade instrumental
10 Módulo de propulsão e reentrada
11 Radiador térmico
12 Antena de telemetria
13 Antena omnidireccional do sistema KURS
14 Antena de orientação
15 Antena omnidireccional do sistema KURS
16 Escotilha de acesso
17 Unidade de controlo dos motores de descida
18 Janela
19 Periscópio
20 Motores do controlo de atitude
21 Antena de controlo orbital
22 Painéis solares
23 Unidade vertical do sensor óptico de IV
24 Elemento da antena do comando de ligação
25 Motores do controlo de atitude
26 Antena de comunicações por voz
27 Visualizados óptico
28 Cobertura do motor
29 Protecção da janela
30 Câmara de TV
31 Luz direccional

O foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG

O lançador 11A511U-FG Soyuz-FG (11A511У-ФГ Союз-ФГ - Форсуночными Головками) é uma versão melhorada do foguetão 11A511U Soyuz-U (11A511У Союз-У). Esta versão possui motores melhorados e sistemas aviónicos modernizados, além de possuir um número de componentes fabricados fora da Rússia muito reduzido. O 11A511U-FG Soyuz-FG pertence à família do R-7 tendo também tem as designações Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos) e A-2 (Designação Sheldom).

É um veículo de três estágios no qual o primeiro consiste em quatro propulsores laterais a combustível líquido que auxiliam o veículo nos minutos iniciais do voo.





Características físicas do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG

	Soyuz-FG	Blok-B, V, G, D Б, В, Г, Д	Blok-A А	Blok-I И
Comprimento (m)	51,10	19,60	27,1	6,745
Diâmetro (m)	10,30	2,68	2,95	2,66
Massa bruta (kg)	298.400	43.400	99.500	25.300
Massa sem propolente (kg)	24.200	3.810	6.550	2.410
Massa do propolente (kg)	274.200	39.590	92.950	22.890
Motor	-	6 X RD-107A[4]	RD-108A	RD-0110[5]
Propolente	-	Querosene/LOX	Querosene/LOX	Querosene/LOX
Força – nível do mar (kN)	2.971	838,5	792,48	-
Força – vácuo (kN)	-	1.021,3	990,18	297,93
Impulso especifico (s)	-	310	245	-
Impulso especifico – vácuo (s)	-	-	311	359
Tempo de queima (s)	510	118	280	230

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Carga
2009-053	30-Set-09	07:14:44.923	Б15000-029	Soyuz TMA-16 (35940 2009-053A)
2009-074	20-Dez-09	21:52:00.061	Б15000-031	Soyuz TMA-17 (36129 2009-074A)
2010-011	2-Abr-10	04:04:36.061	Ю15000-028	Soyuz TMA-18 (36505 2010-011A)
2010-029	15-Jun-10	21:35:18.732	Б15000-032	Soyuz TMA-19 (36603 2010-029A)
2010-052	7-Out-10	23:10:54.810	Б15000-035	Soyuz TMA-M (37183 2010-052A)
2010-067	15-Dez-10	19:09:24.693	Б15000-034	Soyuz TMA-20 (37254 2010-067A)
2011-012	4-Abr-11	22:18:20.115	И15000-036	Soyuz TMA-21 (37382 2011-012A)
2011-023	07-Jun-11	20:12:44,924	И15000-037	Soyuz TMA-02M (37633 2011-023A)
2011-067	14-Nov-11	04:14:03,953	И15000-038	Soyuz TMA-22 (37877 2011-067A)
2011-078	21-Dez-11	13:16:14,190	И15000-039	Soyuz TMA-03M (38036 2011-078A)

Os últimos lançamentos orbitais levados a cabo pelo foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG. Este lançador pode também utilizado para missões comerciais equipado com diferentes estágios superiores. Todos os lançamentos tiveram lugar desde o Cosmódromo de Baikonur. Tabela: Rui C. Barbosa.

O 11A511U-FG Soyuz-FG é capaz de colocar uma carga de 7.420 kg numa órbita média a 193 km de altitude e com uma inclinação de 51,8º em relação ao equador terrestre.

O primeiro lançamento de um veículo 11A511 Soyuz deu-se a 28 de Novembro de 1966 a partir do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. Neste dia o lançador 11A511 Soyuz (n.º 1) colocou em órbita o satélite Cosmos 133 Soyuz 7K-OK n.º 2 (02601 1966-107A). Por seu lado o primeiro 11A511U Soyuz-U foi lançado a 18 de Maio de 1973, a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk e colocou em órbita o satélite Cosmos 559 Zenit-4MK (06647 1973-030A). O primeiro desaire com o 11A511U Soyuz-U ocorreu a 23 de Maio de 1974, quando falhou o lançamento de um satélite do tipo Yantar-2K a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk. O primeiro lançamento de um 11A511U-FG Soyuz-FG deu-se a 20 de Maio de 2001, tendo colocado em órbita o cargueiro Progress M1-6 (26773 2001-021A) em direcção à ISS.

[4] Também designado 14D22

[5] Também designado 11D55 ou RD461.

Obituário

Boris Evseyevich Chertok (Борис Евсеевич Черток)

(1 – Mar. – 1912 / 14 – Dez. 2011)

Boris Evseyevich Chertok
(N. 1 de Março de 1912 / F. 14 de Dezembro de 2011)

Faleceu um dos mitos vivos do programa espacial soviético, Boris Evseyevich Chertok. Tinha 99 anos de idade.

Boris Chertok faleceu em Moscovo no dia 14 de Dezembro de 2011 devido a complicações originadas por uma pneumonia.

Durante vários anos Boris Chertok foi adjunto de Sergei Korolev, estando envolvido no lançamento do primeiro satélite artificial, o Sputnik, a 4 de Outubro de 1957 e nos preparativos para a primeira missão espacial tripulada.

Nascido a 1 de Março de 1912 em Lodz, Polónia, a sua família deslocou-se para Moscovo após o início da Primeira Guerra Mundial. Após terminar a sua formação no Instituto de Energia de Moscovo, começou a trabalhar como Engenheiro de Aviação. Após a Segunda Guerra Mundial, Chertok foi designado juntamente com um grupo de engenheiros soviéticos para analisar e tentar recuperar os segredos nazis das bombas voadoras e da tecnologia de mísseis.

Esteve envolvido nos primeiros passos do programa espacial soviético, sendo uma figura influente no desenvolvimento de muitos sistemas espaciais.

Boris Chertok durante a sua permanência na Alemanha, Bleicherode, em 1945. De pé da direita para a esquerda: Major Boris Chertok, Major Musatov, Coronel N. Pilyugin e oficiais da 75ª Divisão de Guardas. Imagem: Boris Chertok

O conceito Stratolaunch

Um novo conceito de lançamento orbital foi apresentado no dia 13 de Dezembro pela *Stratolaunch Systems*, juntando três empresas espaciais e tirando partido dos sistemas por elas desenvolvidas.

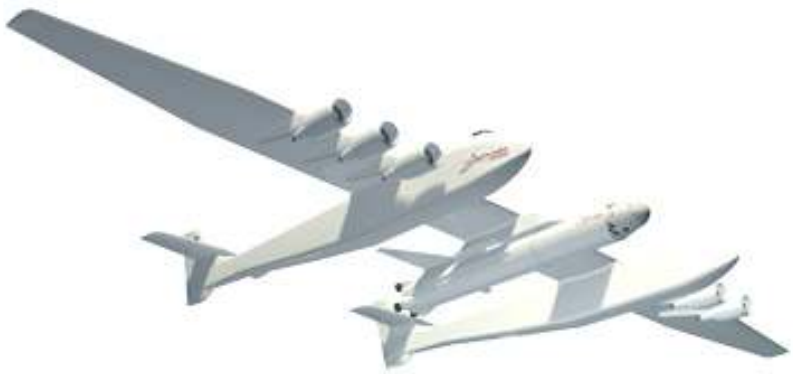
De facto, o Stratolaunch utiliza uma aproximação ao lançamento orbital que na sua essência não é nova. A ideia de se utilizar um foguetão lançado desde um avião em voo, não é nova nem inovadora. Para além de já terem existido outros projectos, na actualidade o foguetão Pegasus-XL é lançado já em pleno voo a partir de um avião L-1011 Stargazer.

A novidade deste projecto é que junta no mesmo sistema a possibilidade de efectuar lançamento não tripulados e (no futuro) lançamentos tripulados.

A ideia para o desenvolvimento do Stratolaunch surge em 2004 com os voos bem sucedidos da SpaceShipOne construída pela equipa da *Scaled Composites* de Burt Rutan e fundada por Paul Allen. Após os voos do SpaceShipOne, Burt Rutan e Michael Griffin começam a analisar um potencial projecto de continuação, um sistema orbital. Por seu lado, Paul Allen expressou desde logo o seu interesse em financiar o desenvolvimento de tal sistema como meio de restabelecer a liderança dos Estados Unidos no campo espacial, continuando o seu legado de financiamento privado do voo espacial. Contactaram com David King e Gary Wentz (da NASA) e Gwynne Shotwell (da *SpaceX*), e o grupo começou a formular opções para a execução do programa em 2010.

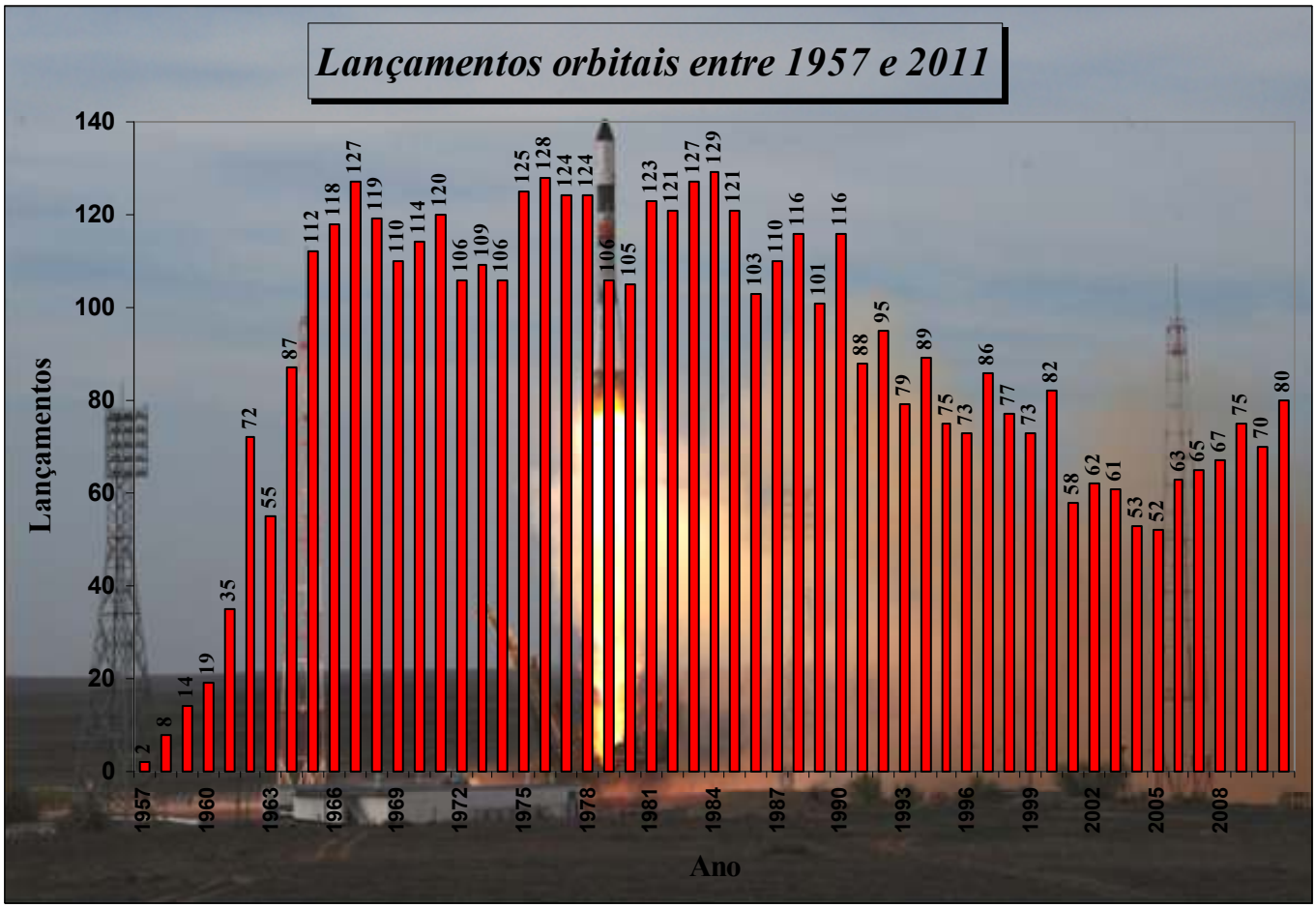
Estando nos estágios iniciais de desenvolvimento, o primeiro voo de ensaio deverá ter lugar em 2016.

O conceito Stratolaunch junta três sistemas de três empresas distintas. O avião de transporte será construído pela *Scaled Composites*, pesará mais de 522,4 toneladas e terá uma envergadura de asas de mais de 117 metros. Utilizando seis motores de 747, será o maior avião jamais construído. O sistema irá requerer uma pista de aterragem que terá, no mínimo, um comprimento de 3,66 km. O avião poderá voar cerca de 2.400 km para atingir o ponto ideal para o lançamento. O foguetão lançador será derivado do foguetão Falcon-9 da *SpaceX*. Com um comprimento aproximado de 36,6 metros, o lançador irá transportar a carga até à órbita terrestre. Após a separação do avião de transporte a cerca de 9,1 km de altitude, o motor do primeiro estágio entra em ignição e o veículo inicia a sua viagem para o espaço. Após a queima do primeiro estágio e de uma fase de voo não propulsionado, o segundo estágio entrará em ignição e a carga orbital procede para a sua missão. O estado do lançador é monitorizado a partir do avião de transporte e a partir do solo. O sistema junção e de integração (MIS) no solo será desenvolvido pela *Dynetics* e proporcionará uma interface única entre o avião de transporte e o foguetão lançador. O MIS inclui todos os sistemas necessários para criar a interface do lançador com o avião de transporte, incluindo sistemas mecânicos, eléctricos, térmicos, fluidos e gases. O MIS é desenhado de forma a proporcionar segurança e transportar de forma segura o lançador de cerca de 227 toneladas, segurando o lançador desde a descolagem até às manobras em voo e à sua separação. No caso de abortagem da missão, o MIS irá manter o foguetão seguro durante o regresso à base e aterragem.



Estatísticas dos Lançamentos Orbitais de 2011

O ano de 2011 encerrou com 80 lançamentos orbitais que resultaram com a colocação em órbita das suas cargas, o que não implica necessariamente o sucesso da missão (no entanto, no texto seguinte estes lançamentos serão referidos como "lançamentos com suceso"). No total foram levados a cabo 84 lançamentos orbitais e destes 4 resultaram na destruição das suas cargas antes de atingirem a órbita terrestre. Assim, o ano de 2011 apresenta mais 10 lançamentos que resultaram em cargas em órbita do que os que foram levados a cabo em 2010.



Mantendo o mesmo número de lançamentos com sucesso em relação a 2010, mais uma vez a Rússia consegue manter a liderança no número de lançamentos orbitais levando a cabo um total de lançamentos bem superior ao dos restantes países como se pode verificar no "Lançamentos Orbitais por País / Organização - 2011" e no Gráfico C "Lançamentos Russos e Americanos desde 1957".

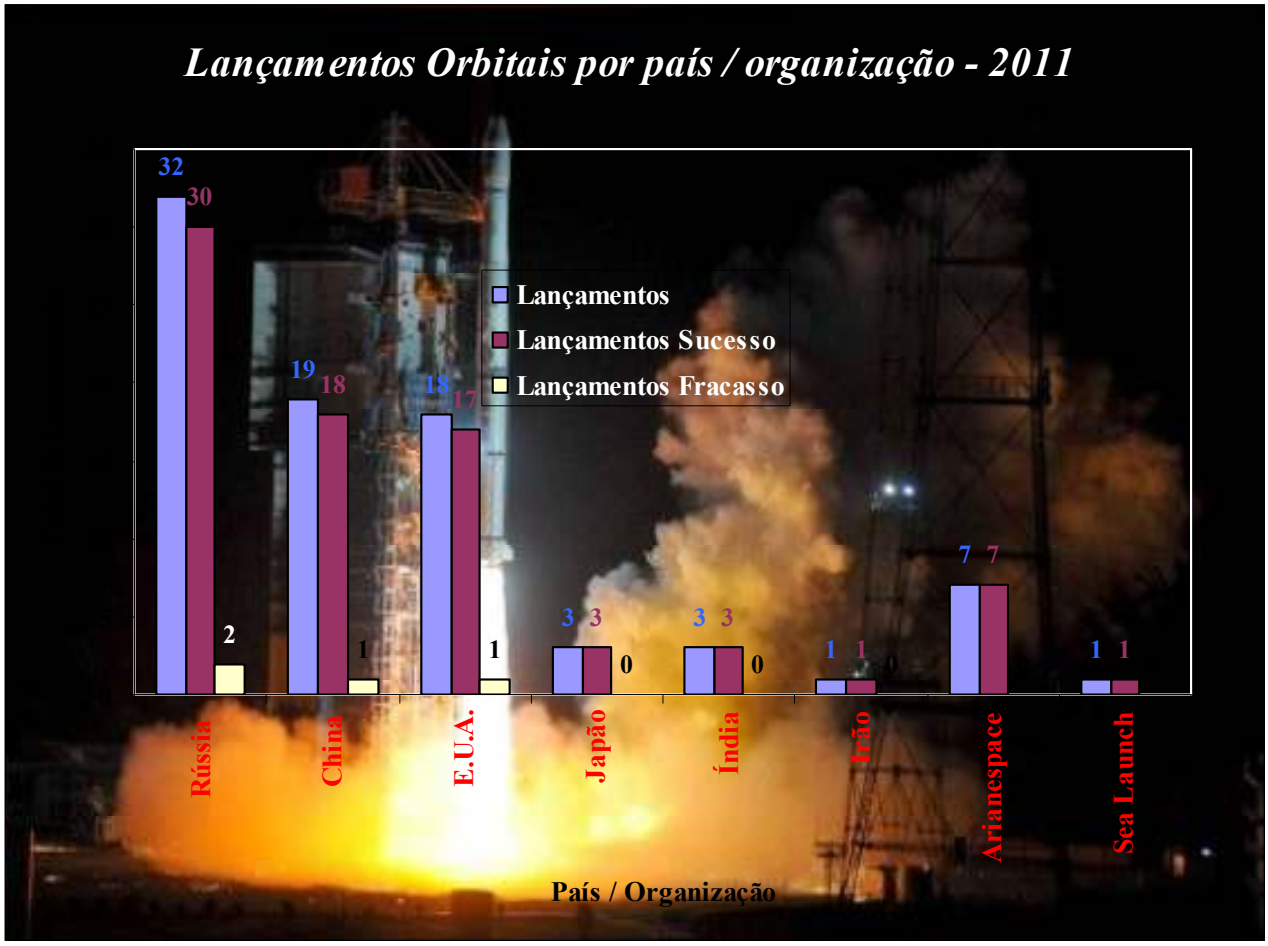
Sendo na actualidade um polígono de lançamentos muito menos activo do que o era nos anos 80 ou 90, o Cosmódromo GIK-1 Plesetsk é o polígono de lançamentos com um valor de lançamentos orbitais mais elevado, sendo antes do final da Guerra-fria o local mais activo. Nos últimos anos este título perdeu-se se bem que terão de passar muitos anos até que algum outro polígono consiga um número total de lançamentos tão alto como o de Plesetsk. Em 2011 o cosmódromo de Plesetsk atingiu os 6 lançamentos com um total de 1529 lançamento (Cosmódromo de Baikonur - 1288; Cabo Canaveral - 605).

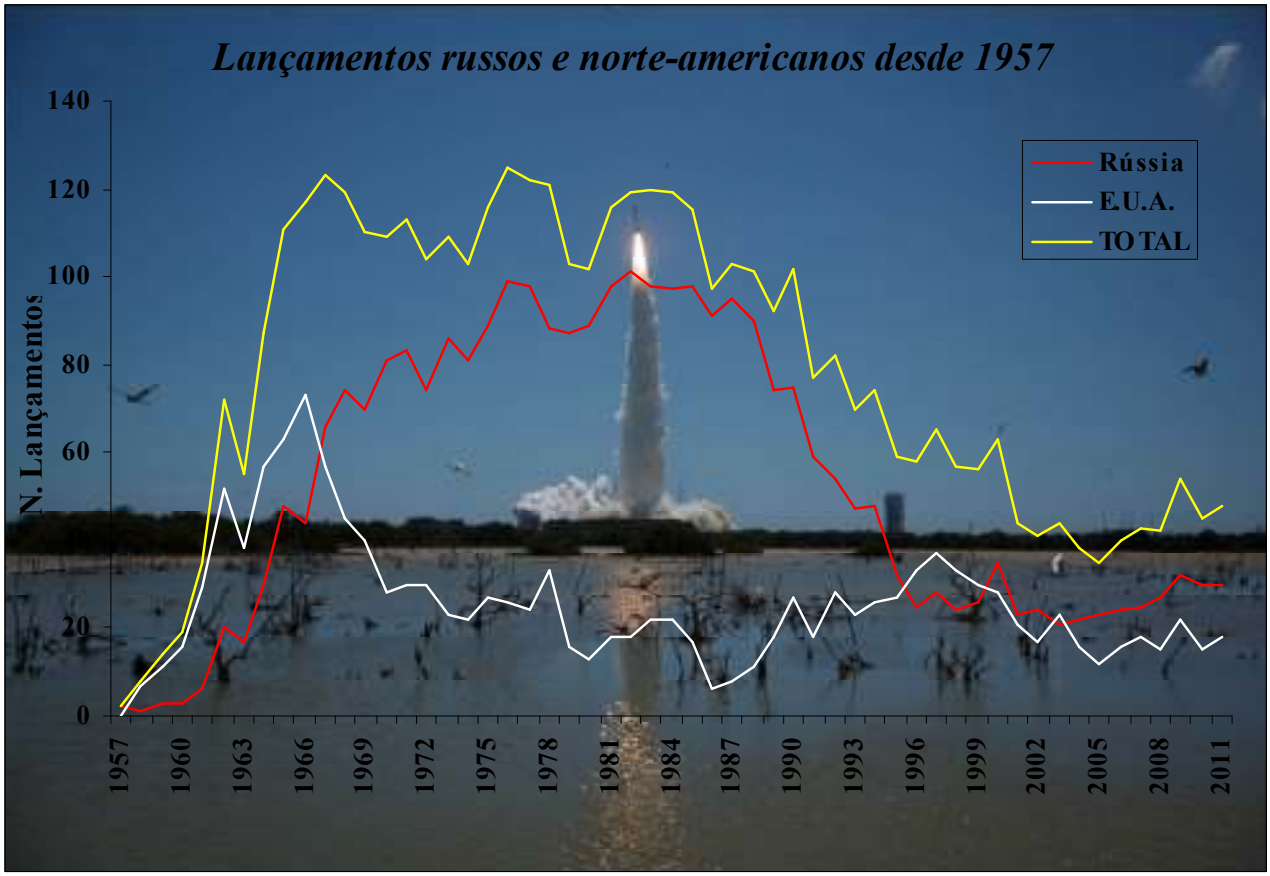
Em relação às outras nações espaciais de referir o recorde de lançamentos orbitais atingido em 2011 pela China com 18 lançamentos, que pela primeira vez ultrapassa os Estados Unidos no total de lançamentos anuais.

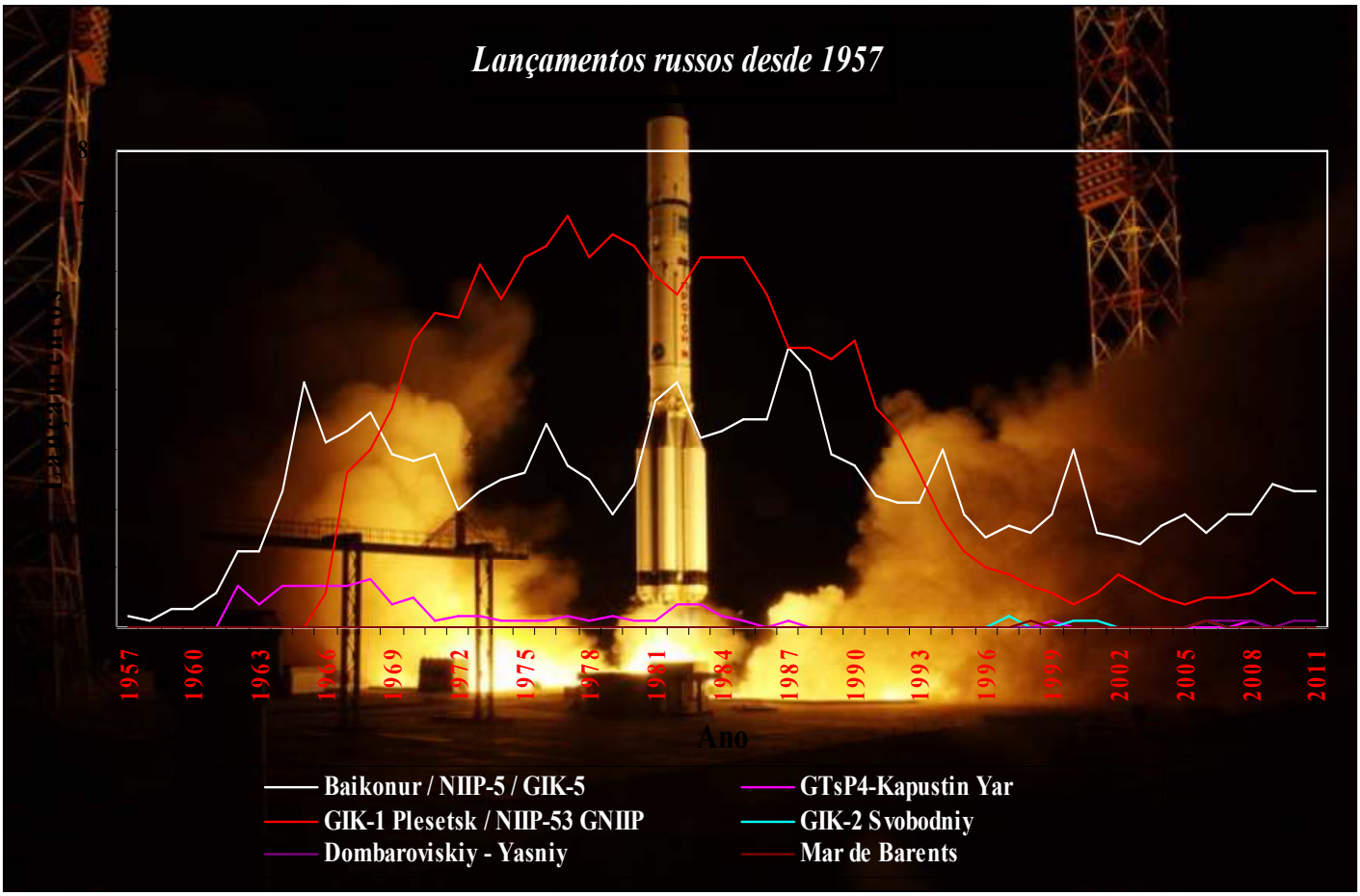
Os 80 lançamentos orbitais bem sucedidos registados em 2011 correspondem a 1,65% dos lançamentos orbitais bem sucedidos ocorridos desde 1957.

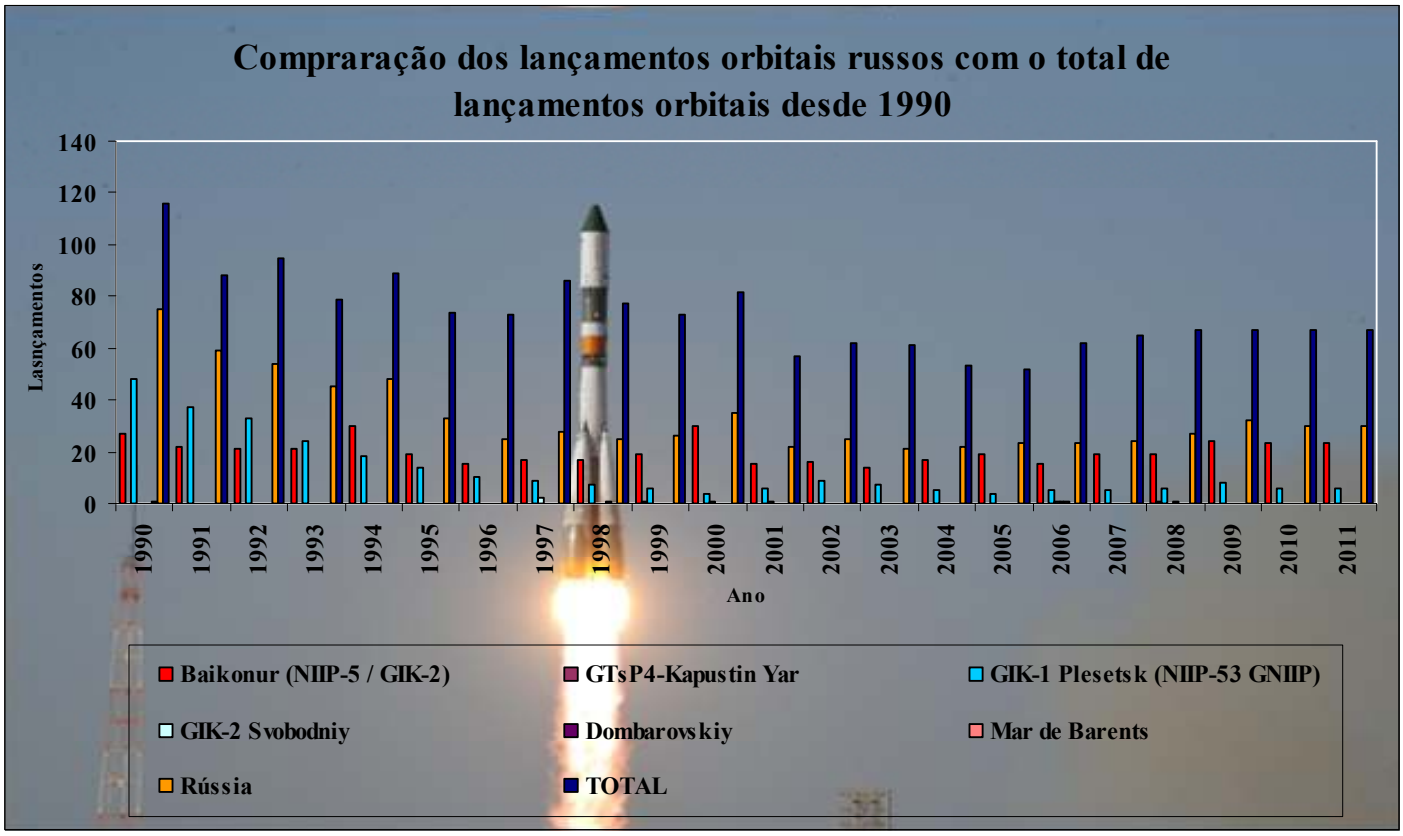
Quanto às missões espaciais tripuladas registaram-se 7 voos sendo 4 da Rússia e 3 dos Estados Unidos.

O ano de 1980 foi o ano no qual a União Soviética levou a cabo mais missões espaciais tripuladas (a utilização da estação orbital Salyut-6 e o programa de cooperação Intercosmos proporcionaram a realização de várias missões tripuladas). Por seu lado, o período entre 1976 e 1980 não registou qualquer voo tripulado dos Estados Unidos, que se encontravam a preparar o vaivém espacial para a sua primeira missão orbital em Abril de 1981. Com a utilização dos vaivéns, os Estados Unidos conseguiram levar a cabo um número máximo de voos tripulados em 1985 (9 voos), antes da tragédia do vaivém espacial OV-099 Challenger em 1986 (ano no qual estavam previstas 15 missões tripuladas dos vaivéns espaciais).


Lançamentos Orbitais por país / organização - 2011
Lançamentos
Lançamentos Sucesso
Lançamentos Fracasso
32
30
2
19
18
1
18
17
1
3
3
0
3
3
0
1
1
0
7
7
1
1
Rússia
China
E.U.A.
Japão
Índia
Irão
Arianespace
Sea Launch
País / Organização


Lançamentos russos e norte-americanos desde 1957
N. Lançamentos
140
120
100
80
60
20
0
Rússia
E.U.A.
TOTAL
1957
1960
1963
1966
1969
1972
1975
1978
1981
1984
1987
1990
1993
1996
1999
2002
2005
2008
2011


Lançamentos russos desde 1957
1957
1960
1963
1966
1969
1972
1975
1978
1981
1984
1987
1990
1993
1996
1999
2002
2005
2008
2011
Ano
Baikonur / NIIP-5 / GIK-5
GIK-1 Plesetsk / NIIP-53 GNIIP
Dombaroviskiy - Yasniy
GTsP4-Kapustin Yar
GIK-2 Svobodniy
Mar de Barents


Compraração dos lançamentos orbitais russos com o total de lançamentos orbitais desde 1990
Lasnçamentos
0
20
40
60
80
100
120
140
1990
1991
1992
1993
1994
1995
1996
1997
1998
1999
2000
2001
2002
2003
2004
2005
2006
2007
2008
2009
2010
2011
Ano
Baikonur (NIIP-5 / GIK-2)
GTsP4-Kapustin Yar
GIK-1 Plesetsk (NIIP-53 GNIIP)
GIK-2 Svobodniy
Dombarovskiy
Mar de Barents
Rússia
TOTAL

Curiosity a caminho de Marte (II)

Lançamento para Marte

Na segunda semana de Agosto os engenheiros da NASA terminavam os testes funcionais que verificaram que o MSL era capaz de chegar até Marte e executar as tarefas científicas a que está destinado. Entretanto a configuração do veículo para o lançamento iria continuar durante o mês de Agosto antes de ser colocado no interior do escudo térmico protector.

O foguetão lançador Atlas-V/541 (AV-028) começou a ser integrado no edifício VIF no dia 12 de Setembro com a colocação do estágio Atlas. Nos dias seguintes seria a vez do estágio Centaur. A 13 de Outubro teve lugar o denominado *Wet Dress Rehearsal* com o foguetão a ser transportado desde o edifício VIF para a Plataforma de Lançamento SLC-41. Neste dia procedeu-se à simulação de um lançamento com uma contagem decrescente e abastecimento do lançador. Com a simulação a decorrer sem problema, o foguetão foi transportado de volta para o interior do VIF e iniciaram-se as actividades para se colocar o MSL sobre o estágio Centaur. A transferência do MSL para o VIF estava prevista para ter lugar a 2 de Novembro, mas seria adiada por 24 horas devido aos ventos fortes que se faziam sentir no Cabo Canaveral. O transporte seria iniciado pelas 0600UTC do dia 3 de Novembro com o rover a chegar ao VIF pelas 1215UTC. Após chegar ao VIF, um guindaste elevou o MSL para o topo do seu foguetão lançador. As operações de integração seriam feitas no interior de um hangar no topo do estágio Centaur e decorreriam sem problemas.

Entretanto, a 19 de Novembro, o lançamento do MSL era adiado por 24 horas devido a problemas técnicos surgidos numa bateria do sistema de segurança do lançador. A bateria havia demonstrado uma voltagem mais baixa do que o previsto durante os testes. Os trabalhos para a instalação da nova bateria decorreram a 20 e 21 de Novembro. Na manhã do dia 23 teve lugar a denominada *Launch Readiness Review* durante a qual foi examinado o estado do foguetão lançador, do rover, da rede de apoio no solo e as previsões atmosféricas para a altura do lançamento. A reunião terminou com a luz verde para que o lançador fosse transportado para o complexo de lançamento e para se prosseguir com os procedimentos da contagem decrescente.

O foguetão começaria a ser transportado para a o complexo SLC-41 às 1302UTC do dia 25 de Novembro. O foguetão, que é desenhado para passar o tempo mínimo na plataforma de lançamento onde não existe estrutura de protecção, foi transportado sobre uma plataforma móvel puxada por duas locomotivas diesel. Estas locomotivas fornecem também ar condicionado para a carga e comunicações com o foguetão durante o transporte para a plataforma e posterior contagem decrescente. Os dois veículos ficam protegidos no lançamento por uma estrutura de cimento reforçado na zona Norte da plataforma de lançamento. O conjunto demora cerca de 30 minutos para percorrer os cerca de 550 metros entre o VIF e a plataforma de lançamento. O lançador chegaria à plataforma de lançamento pelas 1339UTC.

A contagem decrescente para o lançamento do Mars Science Laboratory decorreu sem qualquer problema e o lançamento ocorreu às 1502:00,237UTC do dia 26 de Novembro. O final da queima dos quatro propulsores laterais de combustível sólido teve lugar a T+1m 33s (1503:33UTC), no entanto a separação dos propulsores só ocorreria a T+1m 52s (150352UTC) numa altura em que a pressão dinâmica permitiu uma separação em segurança.

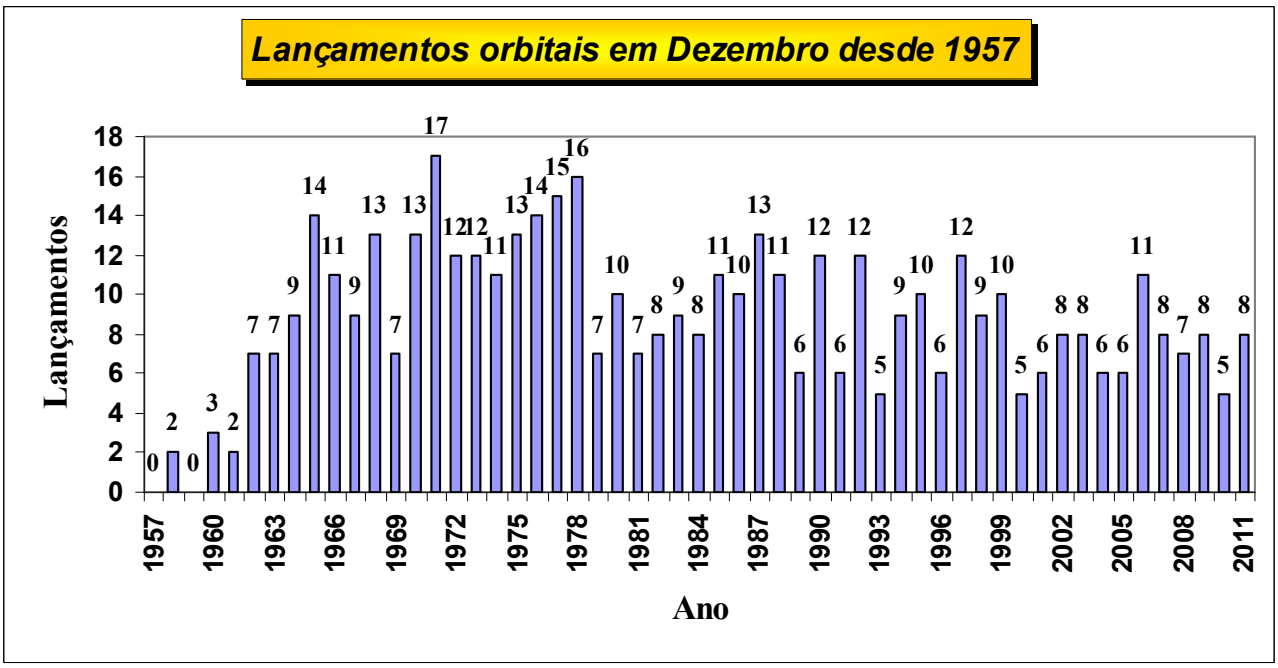
ATLAS
ULA
USAF

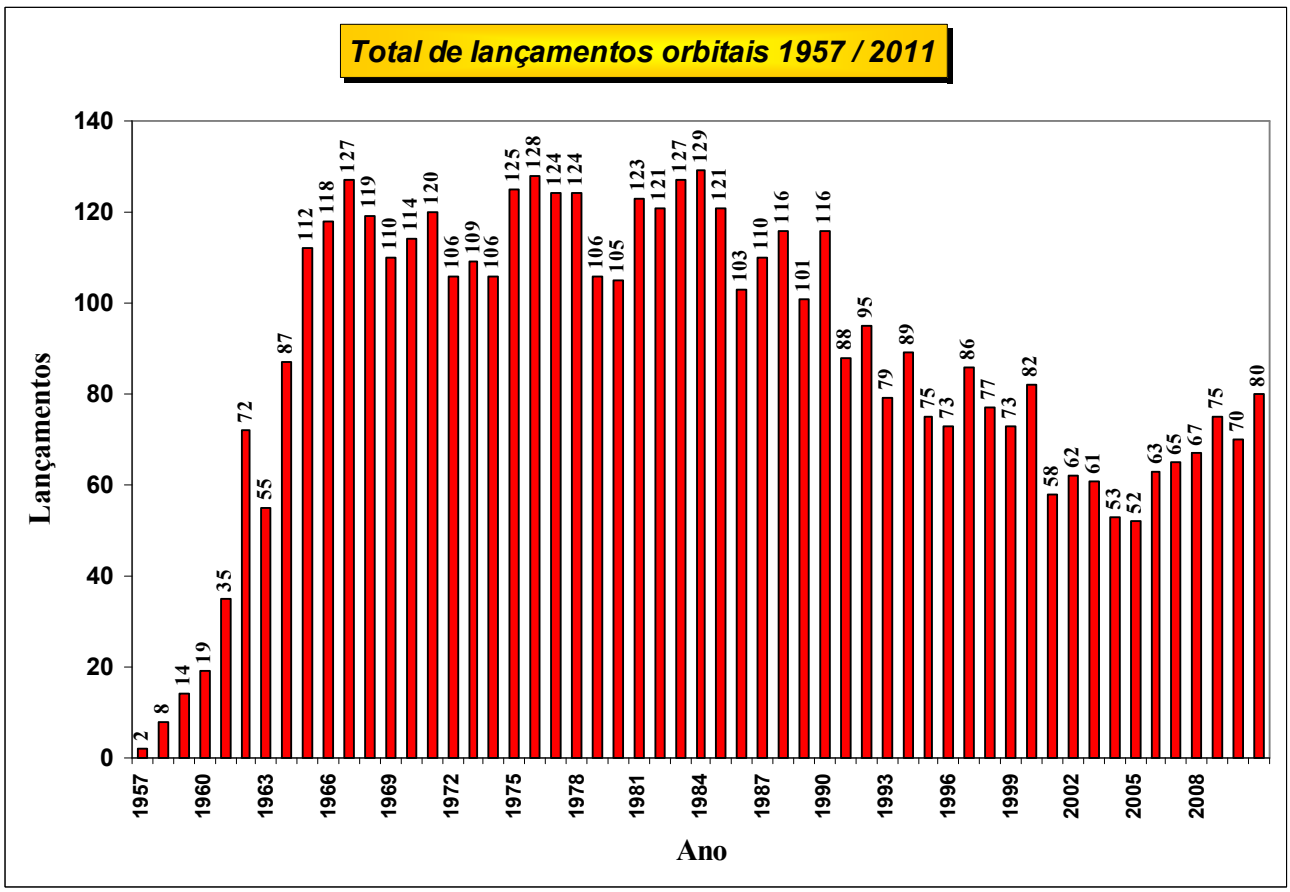
A separação da carenagem de protecção ocorreu a T+3m 25s (1505:25UTC) e o final da queima do estágio Atlas e a separação do estágio Centaur com o Curiosity ocorreu a T+4m 27s (1506:27UTC), seguindo-se a primeira ignição do Centaur a T+4m 37s (1506:37UTC). Esta queima terminaria a T+11m 30s (1513:30UTC) com o conjunto a entrar numa órbita preliminar com um apogeu a 307,47 km de altitude, perigeu a 180,66 km de altitude e inclinação orbital de 28,9º. A T+19m 15s surgia o sinal que indicava que os painéis solares no estágio de cruzeiro estava a captar a luz solar e a produzir energia.

A segunda ignição do estágio Centaur teria início a T+31m 5s (1533:05UTC), terminando a T+39m 5s (1541:05UTC) com a queima a ocorrer a uma altitude de 185 km sobre o continente africano. Após o final da queima o estágio Centaur orientou-se para se colocar na atitude correcta para a separação do MSL que ocorreria a T+42m 48s (1544:48UTC), deixando a órbita terrestre e iniciando a sua viagem para Marte. Após a separação a sonda estabelecia contacto com a rede *Deep Space Network* em Canberra, Austrália.

Lançamentos orbitais em Dezembro de 2011

Em Dezembro de 2011 foram levados a cabo 9 lançamentos orbitais dos quais um foi mal sucedido e um foi tripulado. No total colocaram-se em órbita 19 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até ao final de Dezembro de 2011 foram realizados 4835 lançamentos orbitais, 484 lançamentos foram realizados neste mês o que corresponde a 10,0% do total e a uma média de 9,0 lançamentos por ano neste mês que o mês onde se verificam mais lançamentos orbitais (é no mês de Janeiro onde se verificam menos lançamentos orbitais (286 lançamentos que correspondem a 5,9% com uma média de 5,3 lançamentos).





China fortalece a sua rede de navegação

A China continuou a aumentar a sua constelação de satélites de navegação a 1 de Dezembro de 2011 com o lançamento do satélite BeiDou-2 Compass-IGSO5. Este seria a continuação de uma série de lançamentos bem sucedidos para este tipo de satélites que no futuro farão uma cobertura global do planeta.

BeiDou / Compass

O sistema BeiDou / Compass é o componente em órbita de um sistema de navegação e de posicionamento global independente por parte da China. Originalmente, o sistema seria desenvolvido ao se lançar uma constelação de satélites em vários estágios entre 2000 e 2010, desenvolvendo-se no mesmo período os sistemas de aplicações necessários. Este desenvolvimento resultaria numa indústria chinesa de navegação e posicionamento global.

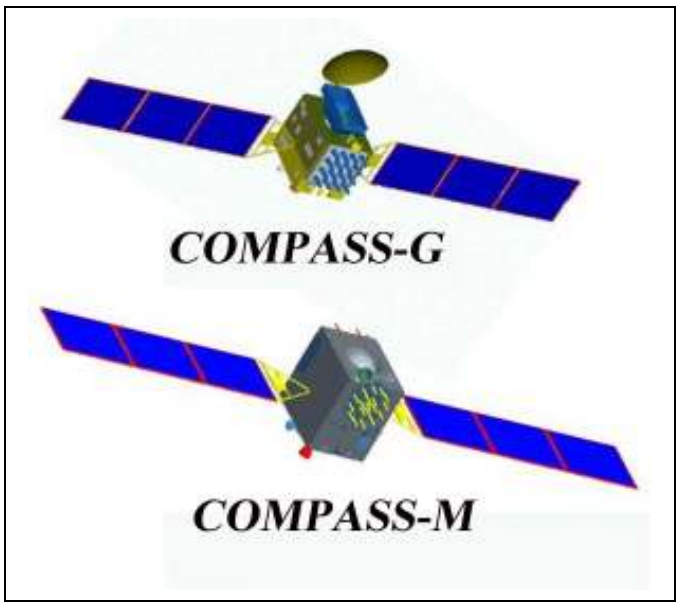
O desenvolvimento do sistema BeiDou foi iniciado em 1983 com uma proposta por parte de Chen Fangyun para desenvolver um sistema regional de navegação utilizando dois satélites geostacionários, o Twinsat. Este conceito foi testado em 1989 utilizando dois satélites de comunicações DFH-2/2A. Este teste mostrou que a precisão do sistema Twinsat seria comparável ao sistema GPS norte-americano. Em 1993, o programa BeiDou foi oficialmente iniciado.

Os satélites BeiDou utilizam o modelo DFH-3 e têm uma performance básica similar. Em 2000 dava-se o lançamento dos satélites experimentais da série e a constelação final iria consistir em quatro satélites em órbitas geossíncronas, sendo dois operacionais e dois suplentes.

O sistema de dois satélites era baseado numa determinação interactiva da altitude do utilizador. Cada um dos satélites emitia sinais de forma contínua para todas as zonas da Terra que lhe eram visíveis. A estação do utilizador faria a recepção dos sinais e transmitia-os de volta para o satélite. Por seu lado, o satélite enviava o sinal recebido para o centro de controlo do sistema. Os computadores no centro de controlo do sistema determinavam então a distância entre o utilizador e o satélite a partir do tempo que o sinal fora originalmente emitido, referenciado com o tempo de emissão, e a altura em que o sinal do utilizador havia chegado ao centro de controlo.

O centro de controlo combinava a estimativa inicial da altitude do utilizador (e por consequência a distância ao centro da Terra), a partir da última referência de altitude do utilizador ou utilizando uma estimativa arbitrária tal como o nível do mar, com as distâncias a partir destes dois satélites para obter três estimativas de distâncias para a posição do utilizador. Isto determinava a primeira estimativa da latitude e da longitude do utilizador. Um mapa da região do utilizador (possivelmente armazenado de forma digital) era então utilizado para se fazer uma estimativa melhorada da altitude do utilizador, que podia então ser associada ao cálculo da latitude e longitude para se fazer uma melhor estimativa desses valores.

Satélite	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento
BeiDou-1A	2000-069A	26599	30-Out-00	16:02:00	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-5)	Xichang, LC2
BeiDou-1B	2000-082A	26643	20-Dez-00	16:20:00	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-6)	Xichang, LC2
BeiDou-1C	2003-021A	27813	24-Mai-03	08:34:00	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y7)	Xichang, LC2
BeiDou-1D	2007-003A	30323	02-Fev-07	16:28:00	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y12?)	Xichang, LC2



Apesar do sistema ser capaz de conseguir precisões semelhantes à do sistema GPS (exceptuando em terrenos muito inclinados), tinha sérios problemas operacionais. O utilizador tinha de emitir um sinal de forma a obter uma localização e por seu lado, o centro de controlo fornecia um único alvo que poderia desactivar o sistema. Porém, era uma forma de obter, com somente dois satélites, um sistema militar de navegação próprio, independente e de grande precisão que poderia funcionar num período de guerra. Por comparação, os sistemas Navstar, GLONASS ou Galileo, requerem o lançamento de dezenas de satélites.

O Departamento de Defesa dos Estados Unidos estimou que o sistema BeiDou tinha uma precisão de 20 metros em território chinês e nas áreas em redor. Foi também referido que o sistema BeiDou possuía uma capacidade de comunicações activa, permitindo aos líderes nacionais o envio em segurança de ordens e receber confirmações e relatórios.

Porém, uma companhia privada, a *BDStar Navigation*, foi fundada para desenvolver o segmento de solo do sistema BeiDou e para

comercializar os receptores para os operadores comerciais. A companhia surgiu como um consórcio com a *Canada Novatel* em Outubro de 2000 para desenvolver e comercializar os receptores GPS. Um ano mais tarde foi finalizado um projecto para o Sistema de Serviço de Informações BeiDou-1, que proporcionava a base para aplicações abertas do sistema de navegação BeiDou. Um comité industrial conjunto aprovou o plano final em Janeiro de 2003.

O financiamento por parte do Ministério da Ciência e Tecnologia da China levou ao início dos trabalhos no Serviço Integrado de Aplicações de Informação de Satélite BeiDou como parte do Plano de Desenvolvimento Nacional Chinês 863. O sistema passou nos testes de aceitação em Dezembro de 2005, levando a potenciais aplicações dos receptores BeiDou para os navios de pesca oceânica chineses. Em Junho de 2006 foi iniciado o projecto de demonstração comercial para um Serviço de Informação de Transacções e de Produção Segura de Pesca Oceânica.

No entanto, os projectos mais lucrativos da *BDStar* ainda utilizavam os sinais GPS da Navstar para aplicações tais como a gestão de portos de contentores. Dado as restrições operacionais do sistema BeiDou geostacionário, foi sem surpresa que a China anunciou uma constelação suplementar colocada em órbitas médias em 2006. O sistema operacional BeiDou-2 era então definido como uma constelação de 35 satélites dois quais cinco operavam em órbita geossíncrona e trinta em órbitas médias (a 21.000 km de altitude e período orbital de 12 horas). Os satélites nas órbitas médias utilizariam o mesmo princípio de navegação que os sistemas Navstar, GLONASS e Galileo, com relógios internos de alta precisão e um sistema orbital de informação a enviar a posição precisa do satélite para os receptores passivos dos utilizadores. A combinação de sinais de múltiplos satélites permite ao utilizador o cálculo da sua posição na Terra com alta precisão.

A designação COMPASS aplica-se aos satélites BeiDou-2 sendo estes diferenciados entre os satélites em órbita geossíncrona (COMPASS-G), em órbitas geossíncronas inclinadas (COMPASS-I) e em órbitas médias (COMPASS-M).

Os satélites irão transmitir sinais nas frequências 1195,14 - 1219,14 MHz, 1256,52 - 1280,52 MHz, 1559,05 - 1563,15 MHz e 1587,69 - 1591,79 MHz. É interessante referir que alguns dos sinais se sobrepõem aos sinais da rede Galileu e do código GPS. Segundo Dan Levin em "*Chinese Square Off With Europe in Space*" (*The New York Times*, 23 de Março de 2009), "*segundo a política da ITU (International Telecommunications Union), o primeiro país a utilizar uma frequência específica tem prioridade sobre a mesma, e os fornecedores de serviços a transmitir na mesma frequência devem garantir que as suas transmissões não interferem com o sinal autorizado previamente*."

Satélite	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento
Compass-M1	2007-011A	31115	13-Abr-07	20:11:00	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y13)	Xichang, LC2
Compass-G2	2009-018A	34779	14-Abr-09	16:16:03	CZ-3C Chang Zheng-3C (Y3)	Xichang, LC2
Compass-G1	2010-001A	36287	16-Jan-10	16:12:04	CZ-3C Chang Zheng-3C (Y2)	Xichang, LC2
Compass-G3	2010-024A	36590	02-Jun-10	15:53:04	CZ-3C Chang Zheng-3C (Y4)	Xichang, LC2
Compass-IGSO1	2010-036A	36828	31-Jul-10	21:30:04	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y16)	Xichang, LC3
Compass-G4	2010-057A	37210	31-Out-10	16:26:04	CZ-3C Chang Zheng-3C (Y5)	Xichang, LC2
Compass-IGSO2	2010-068A	37256	17-Dez-10	20:20:04	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y18)	Xichang, LC3
Compass-IGSO3	2011-013A	37384	10-Abr-11	20:47:05	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y19)	Xichang, LC3
Compass-IGSO4	2011-038A	37763	26-Jul-11	21:44:28	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y17)	Xichang, LC3
Compass-IGSO5	2011-073A	37948	01-Dez-11	21:07:04	CZ-3A Chang Zhenh-3A (Y23)	Xichang, LC3

O Sistema de Satélites de Navegação Compass (SSNC) é o sistema de navegação por satélite de segunda geração da China capaz de proporcionar um sinal contínuo de geoposicionamento tridimensional global, além de medição de velocidade. O sistema será inicialmente utilizado para fornecer serviços de posicionamento de alta precisão para os utilizadores na China e nas regiões vizinhas, cobrindo uma área de cerca de 120 graus de latitude no Hemisfério Norte. O objectivo a longo termo é o de desenvolver uma rede de navegação por satélite similar ao GPS norte-americano e ao GLONASS russo.

Dois níveis de serviço são fornecidos pelo sistema BeiDou. O serviço público para utilização civil é grátis para os utilizadores chineses e tem uma precisão de 10 metros no posicionamento do utilizador, proporcionando sinais de sincronização de tempo com uma precisão de 50 ns e medição de velocidade com uma precisão de 0,2 m/s. O serviço militar é mais preciso, fornecendo informação de estado e uma capacidade de comunicação militar.

Os satélites têm uma massa média de 2.200 kg, sendo 1.100 kg a massa correspondente ao propolente. Os satélites são estabilizados nos seus três eixos espaciais. Os satélites BeiDou são desenvolvidos pelo Instituto de Pesquisa de Tecnologia Espacial do Grupo de Ciência e Tecnologia Espacial da China.

Em Janeiro de 2009 a China anunciava que o seu sistema independente de posicionamento e navegação deverá estar completo em 2015 com um total de trinta satélites, dez dos quais deveriam ser lançados entre 2009 e 2010. No entanto estes planos tiveram de ser alterados devido a problemas técnicos registados no satélite Compass-G2 bem como devido ao problemas com o foguetão lançador CZ-3B Chang Zheng-3B que a 31 de Agosto de 2009 registava um problema a quando do lançamento do satélite de comunicações indonésio Palapa-D. De salientar que existem inúmeros sistemas comuns entre o CZ-3B e o CZ-3C Chang Zheng-3C.

O primeiro satélite do sistema foi lançado a 30 de Outubro de 2000. O BeiDou-1A foi colocado em órbita por um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A a partir do Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de Satélites Xi Chang. O satélite foi colocado numa órbita inicial de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu a 41.889 km, perigeu a 195 km e inclinação orbital de 25,0º, antes de ficar colocado na sua órbita definitiva a 6 de Novembro, ficando estacionado a 140º longitude Este.

O BeiDou-1B era lançado a 20 de Dezembro de 2000 por um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A a partir do Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de Satélites Xi Chang. O satélite foi colocado numa órbita inicial de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu a 41.870 km, perigeu a 190 km e inclinação orbital de 25,0º. O lançamento deste satélite completou o sistema protótipo de dois satélites que deveria fornecer a informação de posicionamento para os serviços de transporte de caminho-de-ferro, auto-estradas e de navegação marítima. O satélite foi posteriormente posicionado na órbita geossíncrona a 80º longitude Este.

O primeiro satélite suplente, o BeiDou-1C, foi lançado a 24 de Maio de 2003 por um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A a partir do Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de Satélites Xi Chang. O BeiDou-1C foi colocado na órbita geossíncrona a 110º longitude Este. A 2 de Fevereiro de 2007 era lançado o BeiDou-1D por um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A a partir do Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de Satélites Xi Chang. Este satélite não atingiu a órbita geossíncrona até Abril do mesmo ano devido a problemas na abertura dos seus painéis solares. Fontes militares norte-americanas referiram também a existência de uma nuvem de detritos na altura em que o satélite deveria operar o seu motor de impulso para o apogeu.

CZ-3A Chang Zheng-3A (长征三号甲火箭)

O foguetão lançador CZ-3A Chang Zheng-3A é um veículo a três estágios de propulsão líquida cujo projecto foi iniciado em meados dos anos 80 pela Academia Chinesa de Tecnologia de Foguetões Lançadores. O seu terceiro estágio consome propulsores criogénicos.

O foguetão tem um comprimento total de 55,81 metros e sua massa no lançamento é de 241.000 kg, sendo capaz de colocar 2.600 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

Estágio	Primeiro estágio L-180	Segundo estágio L-35	Terceiro estágio H-18
Massa no lançamento (kg)	241.000		
Propolente	N_2O_4/UDMH		LOX/LH_2
Massa do Propolente (kg)	171.775	30.752	18.193
Massa do estágio sem propolente (kg)	9.000	4.000	2.800
Motor	4 x YF-21C	YF-24E YF-22E (principal) YF-23C (vernier)	YF-75
Força (kN)	2.961,6	742 (principal) 11,8 x 4 (vernier)	4.312
Impulso específico (s)	189	297	440
Imp. esp. nível do mar (s)	259	260	-
Tempo de queima (s)	155	110	470
Diâmetro (m)	3,35	3,35	3,0
Comprimento (m)	23,272	11,276	12,375
Comprimento carenagem (m)	8,887		
Diâmetro carenagem (m)	3,35		
Comprimento total (m)	55,81		

Em comparação com o CZ-3 Chang Zheng-3, o CZ-3A melhora de forma considerável a sua performance e é capaz de duplicar a capacidade de carga na órbita geossíncrona, possuindo um primeiro e segundo estágio melhorado e um terceiro estágio de maiores dimensões. Este foi totalmente redesenhado para ser equipado com o motor YF-75. Em relação ao CZ-3, possui um novo sistema digital avançado.

O desenvolvimento do motor YF-75 demorou cinco anos e foi levado a cabo numa fábrica aberta que não impedia a entrada do ar gelado no Inverno e do calor tórrido do Verão.

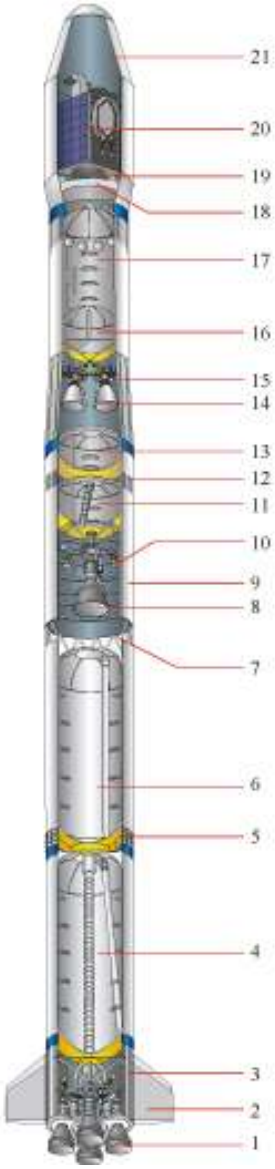
O sistema do CZ-3A é composto pela estrutura do foguetão lançador, sistema de propulsão, sistema de controlo, sistema de telemetria, sistema de rastreio e segurança, sistema de controlo de atitude e de gestão de propolente na fase orbital não propulsiva, sistema de utilização de propolente criogénico, sistema de separação e sistema auxiliar.

A estrutura do foguetão actua de forma a suportar as várias cargas internas e externas no lançador durante o transporte, elevação (colocação na plataforma de lançamento) e voo. A estrutura do foguetão também combina todos os subsistemas em conjunto. A estrutura do foguetão é composta pelo primeiro estágio, segundo estágio, terceiro estágio e carenagem de protecção. A figura na página seguinte mostra a configuração do foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A.

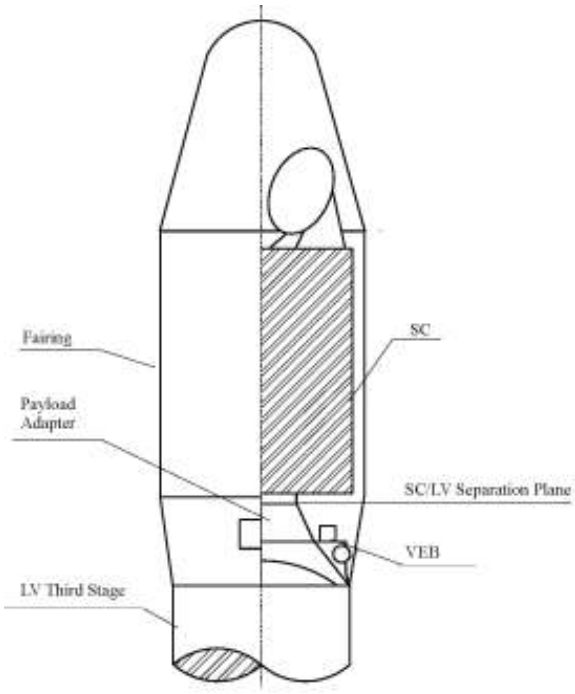
O primeiro estágio é composto pela secção inter-estágio, tanque de oxidante, inter-tanque, tanque de combustível, secção posterior, secção de cauda, válvulas e condutas, etc.

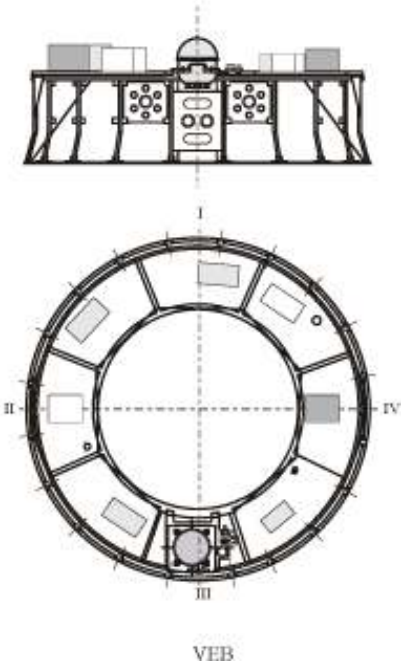
O segundo estágio é composto pelo tanque de oxidante, inter-tanque, tanque de combustível, válvulas e condutas, etc.

O terceiro estágio contém o adaptador de carga, secção de equipamento e tanques de propolente criogénico. O adaptador de carga faz a ligação física entre a carga e o foguetão CZ-3A e reparte as cargas entre ambos. O anel da interface no topo do adaptador pode ser uma das interfaces standard internacionais 937B, 1194, 1194A ou 1666. A secção de equipamento é uma placa circular metálica fabricada pelo método de favos de colmeia e com estruturas de reforço. Aqui encontram-se os sistemas aviónicos do lançador. O tanque de propolente do terceiro estágio é termicamente isolado com um anteparo comum, tendo uma forma convexa superior no meio. O anteparo comum possui uma dupla camada térmica isoladora em vácuo. O hidrogénio líquido é abastecido na parte superior do tanque e o oxigénio líquido é armazenado na parte inferior.



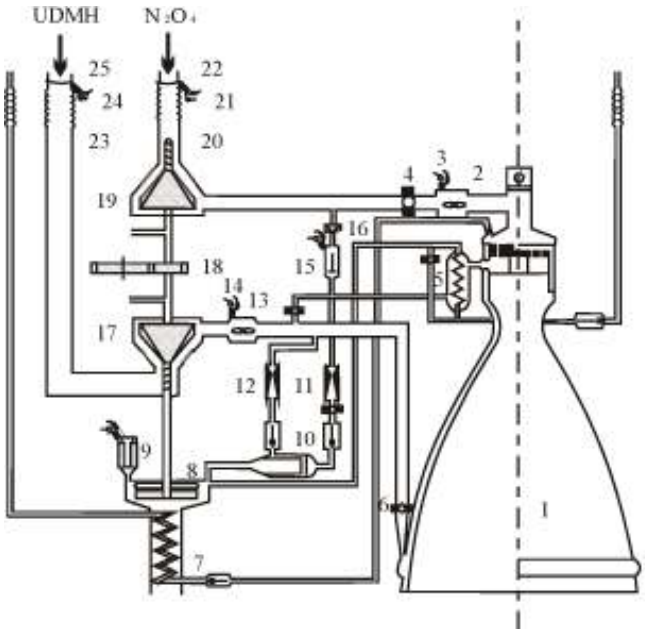
1 - Motor do primeiro estágio
2 - Estabilizador
3 - Secção posterior
4 - Tanque de combustível
5 - Secção inter-tanque
6 - Tanque de oxidante
7 - Suporte inter-estágio
8 - Motor do segundo estágio
9 - Secção inter-tanque
10 - Motor vernier do segundo estágio
11 - Tanque de combustível
12 - Secção inter-tanque
13 - Tanque de oxidante
14 - Motor do terceiro estágio
15 - Secção inter-estágio
16 - Tanque de LOX
17 - Tanque de LH2
18 - Secção de equipamento
19 - Adaptador de carga
20 - Carga
21 - Carenagem de protecção





A carenagem é composta por uma abóbada, secção bicónica, secção cilíndrica e secção cónica invertida.

O sistema de propulsão, incluindo motores e sistema de fornecimento / pressurização, gera a força dianteira e de controlo necessária para o voo. O primeiro estágio e o segundo estágio, utilizam propolentes armazenáveis, isto é tetróxido de azoto (N_2O_4) e dimetil hidrazina assimétrica (UDMH). Os tanques de propolente são pressurizados pelos sistemas de propulsão regenerativos. Existem quatro motores em paralelo no primeiro estágio. Os motores podem ser orientados em direcções tangenciais. A força de cada motor é de 740,4 kN. Os quatro sistemas de propulsão utilizam os mesmos motores. Existe um motor principal e quatro motores vernier no segundo estágio. A força total é de 789,1 kN.



1 Thrust Chamber
2 Oxidizer Main Valve
3 Electric Squib
4 Oxidizer Main Throttling Orifice
5 Cooler
6 Fuel Main Throttling Orifice
7 Vapourizer
8 Turbine
9 Solid Start Cartridge
10 Gas Generator
11 Oxidizer Subsystem Cavitating Venturi
12 Fuel Subsystem Cavitaing Venturi
13 Fuel Main Valve
14 Electric Squib
15 Subsystem Cut-off Valve
16 Filter
17 Fuel Pump
18 Gear Box
19 Oxidizer Pump
20 Swing Hose
21 Electric Squib
22 Oxidizer Starting Valve
23 Swing Hose
24 Electric Squib
25 Fuel Starting Valve

O terceiro estágio utiliza propolentes criogénicos, isto é hidrogénio líquido (LH_2) e oxigénio líquido (LOX). Dois motores universais em suspensões cardan proporcionam uma força total de 157 kN. O rácio de expansão dos motores é de 80:1 e o impulso específico é de 4.312 Ns/kg. O tanque de LH_2 é pressurizado por hélio e por um sistema regenerador, e o tanque de LOX é pressurizado por hélio aquecido e por um sistema regenerador.

O sistema de controlo é utilizado para manter a estabilidade do voo do lançador e para levar a cabo a navegação e / ou orientação segundo o programa de voo pré-estabelecido. O sistema de controlo consiste de uma unidade de orientação, sistema de controlo de atitude, sequenciador, distribuição de energia, etc. O sistema de controlo adopta uma plataforma inercial de quatro eixos, computador de bordo e dispositivos digitais de controlo de atitude. Algumas tecnologias avançadas são aplicadas no sistema de controlo, tais como sequenciadores electrónicos programáveis, decoplagem de três canais, controlo de duplo parâmetro e compensação em tempo real para erros de medição. Estas tecnologias tornam o lançador muito flexível para várias missões.

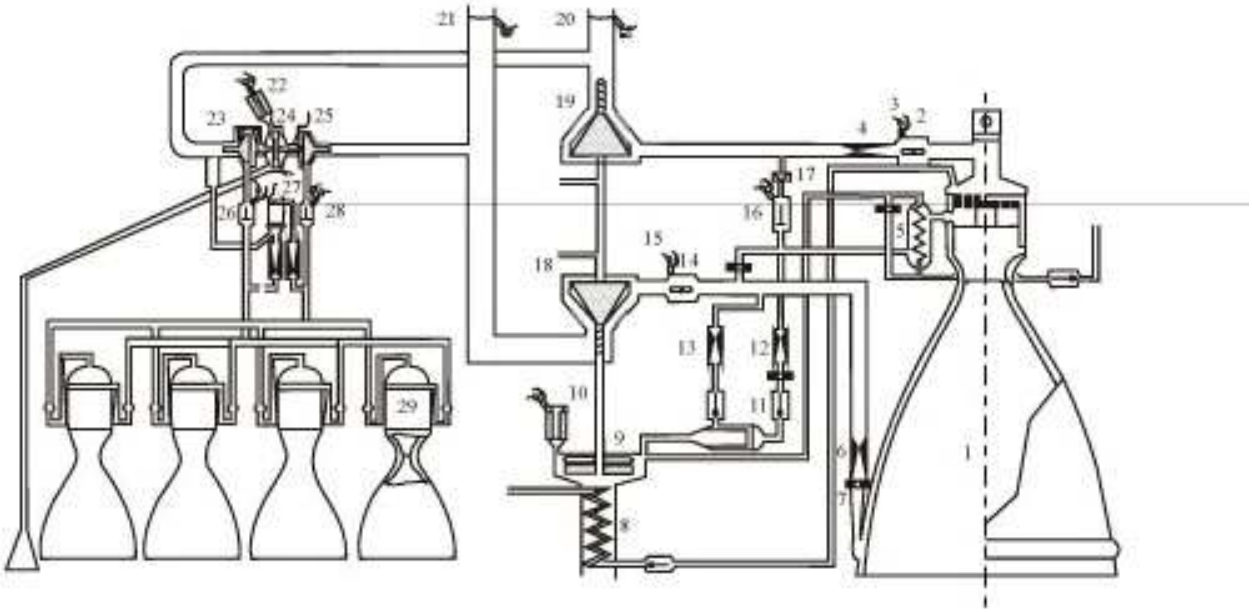
O sistema de telemetria funciona para medir e transmitir alguns parâmetros dos sistemas do lançador. Alguns dados medidos podem ser processados em tempo real. O sistema de telemetria recebe energia tendo em conta a distribuição dos sensores e codificação dos dados. As medições dos sinais de comando são digitalizadas. O fornecimento de energia e os testes são levados a cabo de forma automática. Os conversores digitais a bordo são inteligentes e cerca de 700 parâmetros são medidos.

O sistema de rastreio e de segurança mede os dados da trajectória e parâmetros de injecção orbital finais. O sistema também fornece informação para meios de segurança. A auto-destruição do foguetão lançador seria levada a cabo de forma remota caso ocorresse alguma anomalia em voo. O desenho da medição de trajectória e de segurança são integrados em conjunto.

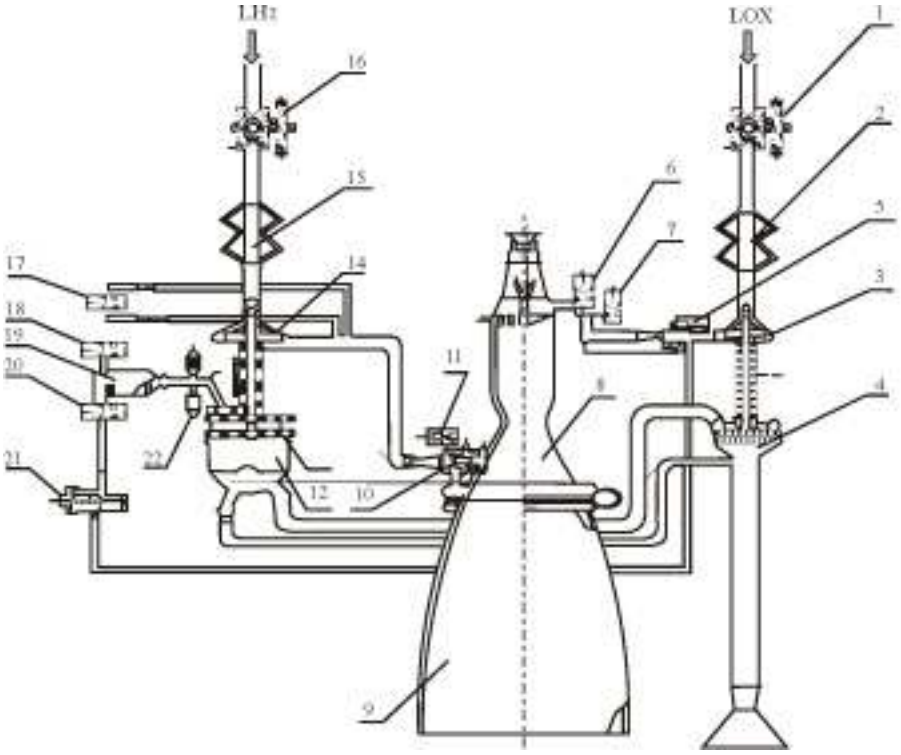
O sistema de controlo de atitude e de gestão de propolente na fase de voo não propulsionada leva a cabo o controlo de atitude e gestão de propolente em órbita e reorienta o lançador antes da separação da carga. Um motor alimentado por hidrazina em pressão trabalha de forma intermitente neste sistema que pode ser accionado repetidamente segundo os comandos recebidos.

O sistema de utilização dos propolentes criogénicos mede em tempo real o nível de propolentes no interior dos tanques do terceiro estágio e ajusta o nível de consumo de oxigénio líquido para tornar os propolentes residuais numa proporção óptima. O ajustamento é utilizado para compensar o desvio da performance do motor, estrutura da massa, carga de propolente, etc., para o propósito de se obter uma maior capacidade de lançamento. O sistema contém um processador, sensores de nível de propolente e válvulas de ajustamento.

Os seguintes esquemas representam a estrutura dos sistemas de propulsão do primeiro, segundo e terceiro estágios.

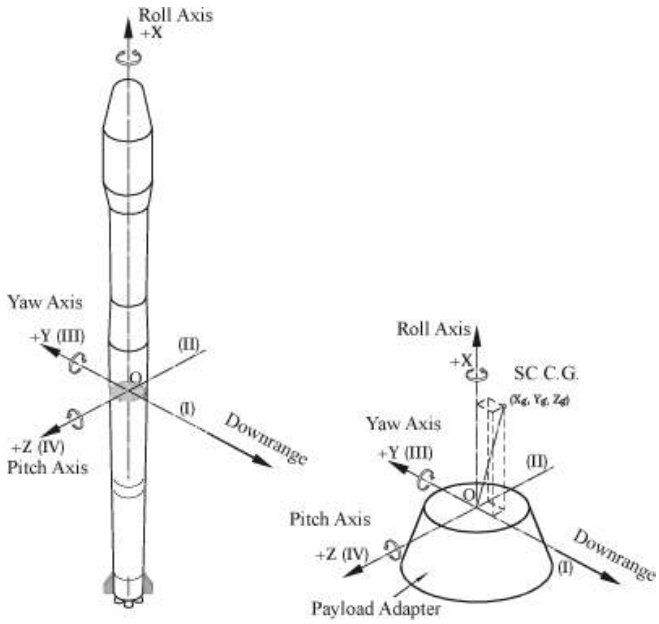


1	Thrust Chamber	11	Gas Generator	21	Fuel Starting Valve
2	Oxidizer Main Valve	12	Oxidizer Subsystem Venturi	22	Solid Start Cartridge
3	Electric Squib	13	Fuel Subsystem Venturi	23	Oxidizer Pump
4	Oxidizer Main Venturi	14	Fuel Main Valve	24	Turbine
5	Cooler	15	Electric Squib	25	Fuel Pump
6	Fuel Main Venturi	16	Subsystem Cut-off Valve	26	Oxidizer Cut-off Valve
7	Throttling Orifice	17	Filter	27	Gas Generator
8	Vapourizer	18	Fuel Pump	28	Fuel Cut-off Valve
9	Turbine	19	Oxidizer Pump	29	Vernier Combustion Chamber
10	Solid Start Catridge	20	Oxidizer Starting Valve		



Durante a fase de voo do CZ-3A Chang Zheng-3A existem quatro eventos de separação: a separação entre o primeiro e o segundo estágio, a separação entre o segundo e o terceiro estágio, a separação da carenagem e a separação entre a carga e o terceiro estágio.

- **Separação entre o primeiro e o segundo estágio** – a separação entre o primeiro e o segundo estágio é uma separação a quente, isto é o segundo estágio entra em ignição em primeiro lugar e depois o primeiro estágio é separado com a força dos gases de exaustão após o accionamento de 14 parafusos explosivos.
- **Separação entre o segundo e o terceiro estágio** – a separação entre o segundo e o terceiro estágio é uma separação a frio. Os parafusos explosivos são accionados em primeiro lugar e depois pequenos retro-foguetões no segundo estágio são accionados para gerar a força de separação.



- **Separação da carenagem** – durante a separação da carenagem, os parafusos explosivos que ligam a carenagem e o terceiro estágio são accionados em primeiro lugar e depois todos os dispositivos pirotécnicos que ligam as duas metades da carenagem são accionados, com a carenagem a ser separada longitudinalmente. A carenagem volta-se para fora apoiada em dobradiças devido à força exercida por molas.
- **Separação entre a carga e o terceiro estágio** – a carga está fixa com o lançador ao longo de uma banda de fixação. Após a separação, a carga é empurrada pela acção de molas.

O sistema auxiliar funciona antes do lançamento e inclui unidades de monitorização e de medição no solo tais como verificação do nível de abastecimento de propolente e temperatura, medição da estanquicidade, fornecimento de ar condicionado para a carenagem de protecção, etc.

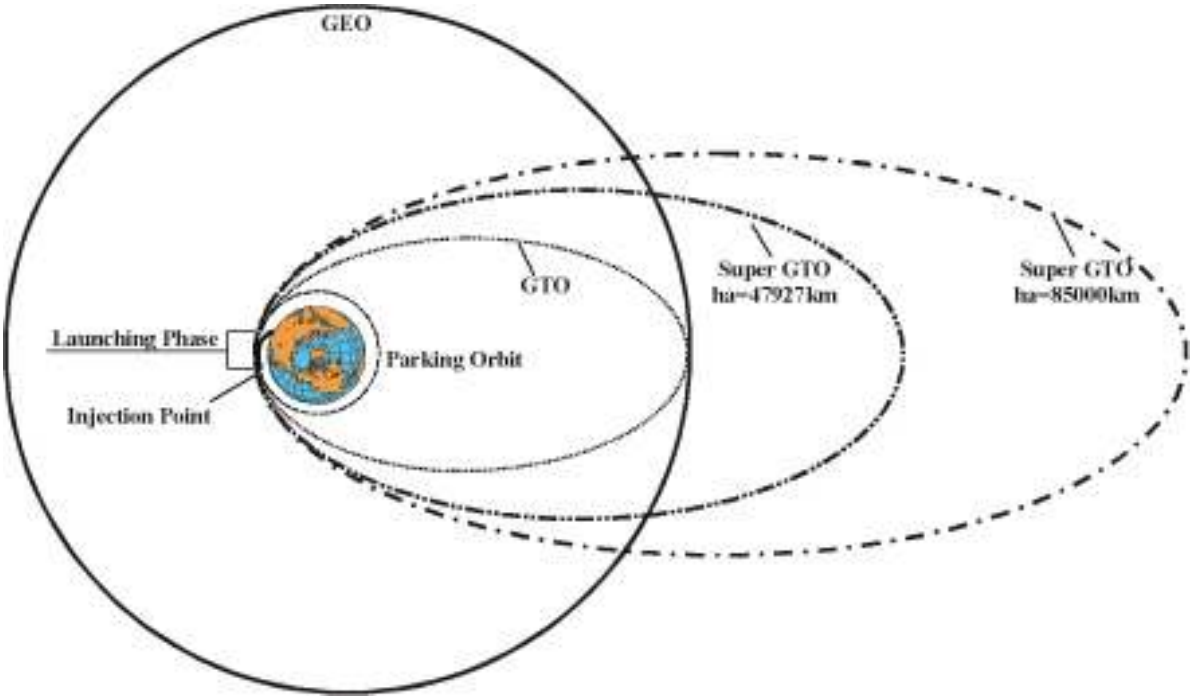
O sistema de coordenadas do foguetão lançador (OXYZ) tem origem no centro de massa instantâneo do veículo, isto é no centro de massa integrado da combinação carga / veículo lançador, incluindo o adaptador, propolentes e carenagem, etc., caso seja aplicável. O eixo OX coincide com o eixo longitudinal do foguetão. O eixo OY é perpendicular ao eixo OX e estão no interior do plano de lançamento 180º para lá do azimute de lançamento. Os eixos OX, OY e OZ formam um sistema ortogonal que segue a regra da mão direita.

A atitude de voo do eixo do veículo lançador está definida na figura ao lado. O fabricante do satélite define o sistema de coordenadas do satélite. A relação ou orientação entre o veículo lançador e os sistemas do satélite serão determinados ao longo da coordenação técnica para projectos específicos.

Missões que podem ser realizadas pelo CZ-3A

O foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A é um veículo potente e versátil que é capaz de levar a cabo as seguintes missões:

- Transportar cargas para órbitas de transferência para a órbita geossíncrona (GTO). Esta será a função primária do CZ-3A e o objectivo da sua concepção. Após a separação do CZ-3A, o satélite irá transferir-se da órbita GTO para a órbita geossíncrona GEO). Esta é a órbita operacional na qual o período orbital do satélite coincide com o período de rotação da Terra, 24 horas, e o plano orbital coincide com o plano do equador (ver figura em baixo);
- Injectar cargas numa órbita terrestre baixa (LEO) localizada abaixo de uma altitude média de 2.000 km;
- Injectar cargas em órbitas sincronizadas com o Sol (SSO). O plano destas órbitas encontra-se ao longo da direcção de rotação do eixo de rotação da Terra ou aponta para a rotação da Terra em torno do Sol. A velocidade angular do satélite é igual à velocidade angular média da Terra em torno do Sol.
- Lançar sondas espaciais para lá do campo gravitacional da Terra.



Performance do CZ-3A Chang Zheng-3A

No total já foram levadas a cabo 21 lançamentos do CZ-3A, tendo uma taxa de sucesso de 100%. O primeiro lançamento do CZ-3A teve lugar a 8 de Fevereiro de 1994, colocando em órbita o satélite tecnológico SJ-4 Shi Jian-4 juntamente com um modelo dos satélites DFH-3, o Kua Fu-1. A seguinte tabela mostra os lançamentos levados a cabo pelo CZ-3A (Todos os lançamentos são levados a cabo desde o Centro de Lançamentos de Satélites de Xi Chang.).

Lançamento	Veículo Lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
1994-010	Y901201 (?)	8-Fev-94	8:33:53	SJ-4 Shi Jian-4 (22996 1994-010A) Kua Fu-1 (23009 1994-010B)
1994-080	Y901302	29-Nov-94	17:02:00	ZX-6A ZhongXing-6A (23415 1994-080A)
1997-021	CZ3A-3	11-Mai-97	16:17:00	ZX-6 ZhongXing-6 (34798 1997-021A)
2000-003	Y4 (?)	25-Jan-00	16:45:05	ZX-22 ZhongXing-22 (26058 2000-003A)
2000-069	CZ3A-5	30-Out-00	16:02:00	BD-1A BeiDou-1A (26599 2000-069A)
2000-082	CZ3A-6	20-Dez-00	16:20:00	BD-1B BeiDou-1B (26643 2000-082A)
2003-021	Y7	24-Mai-03	8:34:00	BD-1C BeiDou-1C (27813 2003-21A)
2003-052	Y8	14-Nov-03	16:01:00	ZX-20 ZhongXing-20 (28080 2003-52A)
2003-042	Y9	19-Out-04	1:20:00	FY-2C Feng Yun-2C (28451 2004-042A)
2006-038	Y10	12-Set-06	16:02:00	ZX-22A Zhongxing-22A 'Feng Huo-3' (29398 2006-038A)
2006-053	Y11	8-Dez-06	0:53:23	FY-2D Feng Yun-2D (29640 2006-53A)
2007-003	Y12 (?)	2-Fev-07	16:28:00	BD-1D BeiDou-1D (30323 2007-003A)
2007-011	Y13	13-Abr-07	20:11:00	BeiDou-2 'Compass-1M' (31115 2007-011A)
2007-021	Y15	31-Mai-07	16:08:00	Xinnuo-3 'SinoSat-3' (31577 2007-021A)
2007-051	Y14	24-Out-07	10:05:04.602	Chang'e-1 (32273 2007-051A)
2008-066	Y20	23-Dez-08	00:54:04.330	FY-2E Feng Yun-2E (33463 2008-066A)
2010-036	Y16	31-Jul-10	21:30:04.278	BeiDou-2 'Compass-IGSO1' (36828 2010-036A)
2010-064	Y21	24-Nov-10	16:09:04.339	ZX-20A ZhongXing-20A 'Shen Tong-1B' (37234 2010-064A)
2010-068	Y18	18-Dez-10	20:20:04.378	BeiDou-2 'Compass-IGSO2' (37256 2010-068A)
2011-013	Y19	10-Abr-11	20:47:04.570	BeiDou-2 'Compass-IGSO3' (37384 2011-013A)
2011-038	Y17	26-Jul-11	21:44:28,206	BeiDou-2 'Compass-IGSO4' (37763 2011-038A)
2011-073	Y23	1-Dez-11	21:07:04,189	BeiDou-2 'Compass-IGSO5' (37948 2011-073A)

Descrição da missão do CZ-3A[6]

O CZ-3A é principalmente utilizado para missões para a órbita GTO, sendo a GTO standard recomendada ao utilizador do veículo. O CZ-3A coloca a carga numa GTO standard com os seguintes parâmetros a partir de Xichang: altitude do perigeu – 200 km; altitude do apogeu – 35.958,2 km, inclinação 28,5º; argumento do perigeu – 179,6º (estes parâmetros representam a órbita instantânea a quando da separação do satélite do terceiro estágio; A altitude do perigeu é equivalente a uma altitude real de 35.786 km na passagem do primeiro perigeu devido a perturbações causadas pela forma oblatada da Terra). Os quadros seguintes mostram a sequência de voo típica do CZ-3C Chang Zheng-3A.

Evento	Tempo de Voo (s)
Lançamento	0,000
Manobra de arfagem	12,000
Final da queima 1º estágio	146,428
Separação entre 1 / 2º estágio	147,928
Separação da carenagem	236,928
Final da queima do motor principal 2º estágio	258,278
Final da queima dos motores vernier 2º estágio	263,278
Separação entre 2º / 3º estágio; Primeira ignição 3º estágio	264,278
Final da primeira queima 3º estágio	617,299
Início da fase não propulsiva	620,799
Fim da fase não propulsiva / Segunda ignição 3º estágio	1252,513
Final da segunda queima 3º estágio / Início do ajustamento de velocidade	1374,440
Fim do ajustamento de velocidade	1394,440
Separação da carga	1474,440

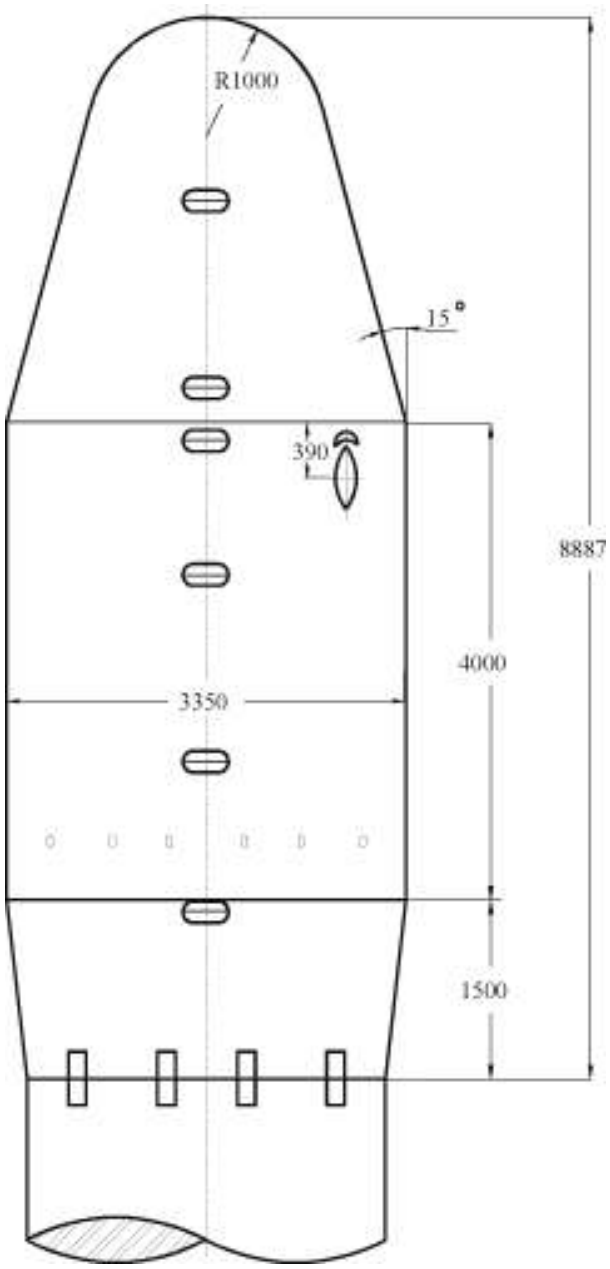
Sequência de voo típica do foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A Tabela: Rui C. Barbosa.

Evento	Altitude de Voo (km)	Distância ao Solo (km)	Projecção Latitude Satélite (º)	Projecção Longitude Satélite (º)
Lançamento	1,825	0,000	28,246	102,027
Final da queima 1º estágio	55,626	79,065	27,908	102,806
Separação entre 1 / 2º estágio	56,804	82,252	27,901	102,838
Separação da carenagem	118,971	324,879	27,317	105,211
Final da queima do motor principal 2º estágio	134,172	403,340	27,118	106,162
Final da queima dos motores vernier 2º estágio	137,844	423,014	27,067	106,200
Separação entre 2º / 3º estágio; Primeira ignição 3º estágio	138,561	426,951	27,057	108,704
Final da primeira queima 3º estágio	195,265	2291,528	21,416	123,541
Início da fase não propulsiva	195,188	2316,632	21,330	123,765
Segunda ignição 3º estágio	194,859	6853,729	2,136	165,766
Final da segunda queima 3º estágio	212,941	7855,140	-2,448	168,520
Fim do ajustamento de velocidade terminal	222,677	8044,293	-3,291	170,000
Separação da carga	287,952	8792,918	-6,599	175,888

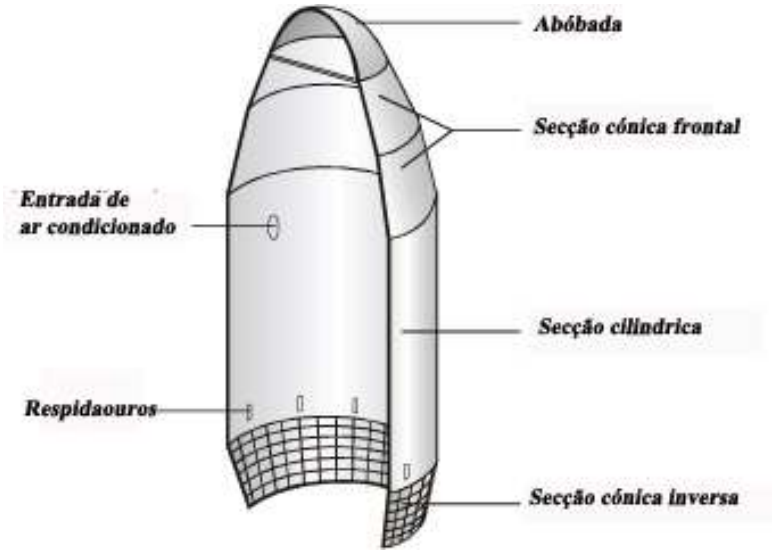
[6] A performance do foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A aqui discutida é baseada na assumpção de que o veículo é lançado desde o Centro de Lançamento de Satélites de Xi Chang tendo em conta as limitações relevantes no que diz respeito à segurança e requerimentos de rastreio a partir do solo; tem-se em conta que o azimute de lançamento é de 104º; a massa do adaptador de carga e do sistema de separação não estão incluídas na massa da carga; o terceiro estágio do CZ-3A transporta a quantidade suficiente de propolente para atingir a órbita pretendida com uma probabilidade superior a 99,73%; por altura da separação da carenagem de protecção o fluxo aerodinâmico é inferior a 1.135 W/m^2; e os valores das altitudes orbitais são determinados em relação a uma Terra esférica com um raio de 6.378 km.

As carenagens do CZ-3A

A carga está protegida por uma carenagem que a isola de várias interferências da atmosfera, que inclui correntes de ar de alta velocidade, cargas aerodinâmicas, aquecimento aerodinâmico e ruídos acústicos, etc., enquanto que o lançador ascende através da atmosfera. A carenagem proporciona assim à carga um bom meio ambiente.



O aquecimento aerodinâmico é absorvido ou isolado pela carenagem. A temperatura no interior da carenagem é controlada dentro dos limites estabelecidos. Os ruídos acústicos gerados por correntes de ar e pelos motores do lançador são reduzidos para níveis permitidos para a respectiva carga.



A carenagem é separada e ejectada quando o foguetão lançador voa fora da atmosfera. A altura exacta da separação da carenagem é determinada pelo requisito de que o fluxo de calor aerodinâmico na separação da carenagem seja inferior a 1.135 W/m^2.

Vinte e dois tipos de testes foram levados a cabo no desenvolvimento da carenagem do CZ-3A, incluindo testes em túneis de voo, testes térmicos, testes acústicos, testes de separação, testes de análise de modelos, testes de resistência, etc.

O volume estático da carenagem é a limitação física das dimensões máximas da configuração da carga a transportar. O volume estático é determinado pela consideração das deformações estimadas a nível dinâmico e estático do conjunto carenagem / carga por uma variedade de interferências durante o voo. Os volumes variam com diferentes tipos de carenagem e adaptadores de carga. Pode-se permitir que algumas saliências na carga possam exceder o volume estático máximo (□3000) da secção cilíndrica da carenagem.

A estrutura da carenagem consiste numa abóbada, secção bicónica, secção cilíndrica e uma secção cónica invertida. A abóbada é um corpo semi-esférico com um raio de 1 metros, uma altura de 0,740 metros e um diâmetro de base de 1,930 metros. Consiste numa concha abobadada, um anel de base, um anel em encapsulamento e reforços.

A concha abobadada é uma estrutura em fibra de vidro com uma espessura de 8 mm. O anel de base, anel de encapsulamento e reforço são fabricados em ligas de alumínio de alta resistência. Uma cintura à base de borracha de sílica cobre o exterior da linha de divisão e um cinturão de borracha está comprimido entre as duas metades. Os cinturões de isolamento exterior e interior impedem a corrente de ar de entrar na carenagem durante o voo.

Frequencia (GHz)	Perda (dB)	Taxa Transparência
0,4	-0,25	0,94
4	-0,47	0,89
8	-0,52	0,88
10	-1,63	0,68
13	-1,4	0,72
15	-2,73	0,53
17	-4,11	0,38

A parte superior da secção bicónica é um cone de 15º com uma altura de 2,647 metros e a parte inferior é um cone de 15º com uma altura de 1,500 metros. A parte superior e a parte inferior estão interligadas. O diâmetro do anel superior é

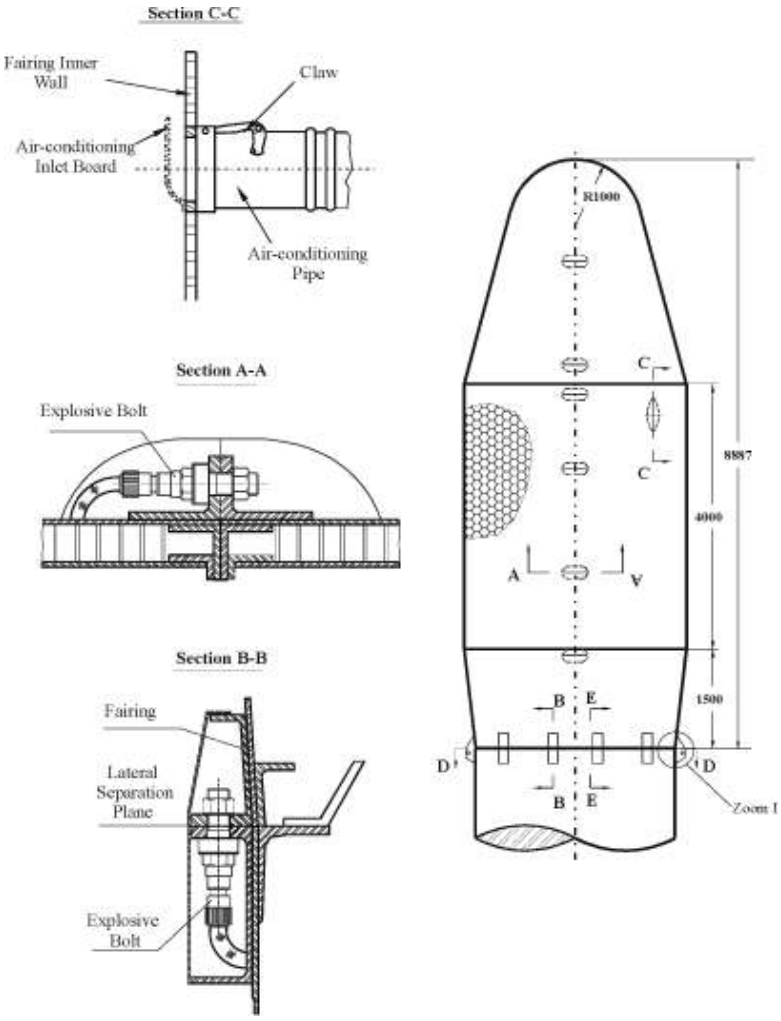
de 1,930 metros e o diâmetro do anel inferior é de 3,350 metros. A estrutura da secção cilíndrica é idêntica à da secção bicónica, isto é tem uma constituição em favos de mel de alumínio.

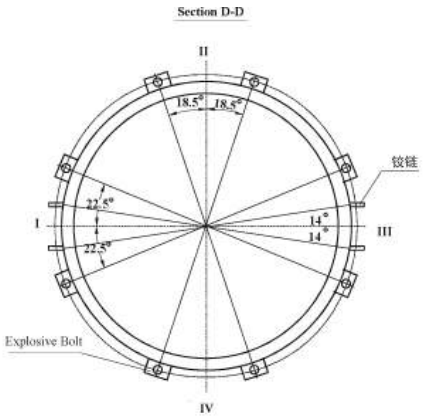
A secção cónica invertida é uma estrutura reforçada monocoque. É composta por um anel superior, um anel intermédio, reforços inferiores longitudinais e cobertura com tratamento químico. Estão disponíveis várias portas de acesso nesta secção.

A superfície exterior da carenagem, especialmente a superfície da abóbada e da secção bicónica, sofre um aquecimento devido à corrente de ar a alta velocidade durante o lançamento. Deste modo, são adoptadas medidas que evitam o aquecimento para garantir que a temperatura na superfície interior seja inferior a 80ºC.

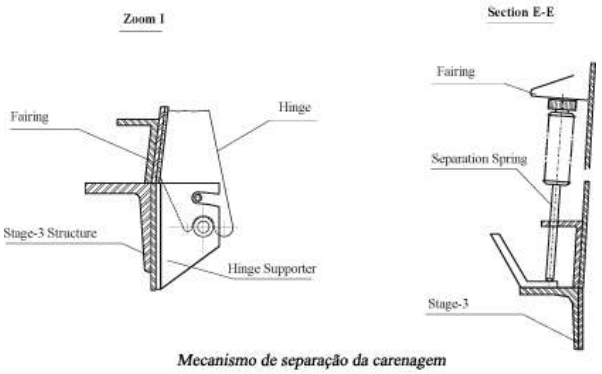
A superfície exterior da secção bicónica e da secção cilíndrica são cobertas por um painel de cortiça especial. O painel na secção bicónica tem uma espessura de 1,2 mm e na secção cilíndrica tem uma espessura de 1,0 mm.

O mecanismo de separação e ejecção da carenagem consiste em mecanismos de abertura laterais, mecanismo de abertura longitudinal e mecanismo de separação, accionados por molas e ganchos.





Localização dos mecanismos explosivos se separação da carenagem



Mecanismo de separação da carenagem

Cada metade da carenagem é suportada por dois ganchos que estão localizados nos quadrantes I e III. Existem quatro molas de separação em cada metade da carenagem, actuando com um máximo de força de 37,8 kN. Após a separação, cada metade roda sobre uma dobradiça. Quando o ângulo de rotação é superior a 18º/s, dá-se a separação da metade da carenagem.

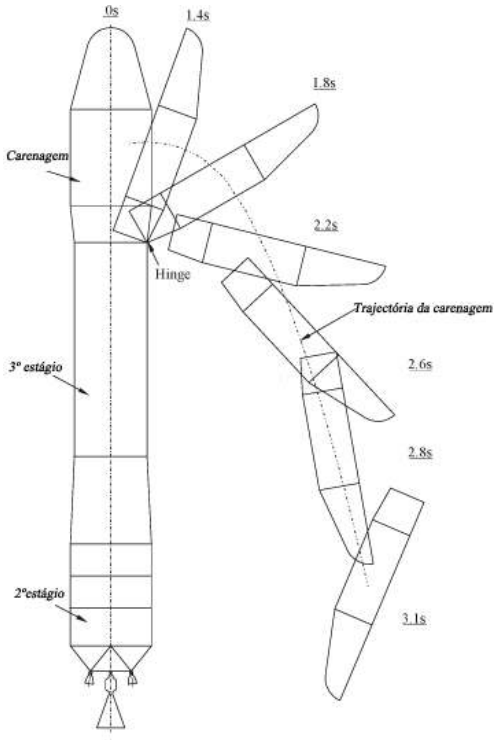
O mecanismo de separação da carenagem é composto por dobradiças e molas. Cada metade da carenagem é suportada por duas dobradiças que se localizam no quadrante I e III. Existem seis molas de separação colocadas em cada metade da carenagem; o máximo de força exercida por cada mola é de 37,8 kN. Após a abertura da carenagem, cada metade roda em torno de uma dobradiça. Quando a taxe de rotação da metade da carenagem é superior a 18º/s, a carenagem é ejectada. O processo cinemático é exemplificado a seguir.

Podem ser incorporadas na secção bicónica da carenagem e na secção cilíndrica janelas transparentes às radiofrequências RF para fornecer ao satélite a capacidade de transmissão através da carenagem de acordo com as necessidades do utilizador. As janelas transparentes RF são fabricadas em fibra de vidro na qual a taxa de transparência é indicada na tabela ao lado.

Podem ser proporcionadas portas de acesso à secção cilíndrica para permitir um acesso limitado ao satélite após a colocação da carenagem. Algumas áreas da carenagem não podem ser seleccionadas para a localização das janelas de radiofrequência RF.

O Complexo de Lançamento

O complexo de lançamento para o foguetão Chang Zheng-3C no Centro de Lançamento de Satélites em Xichang, inclui as plataformas de lançamento, torres de serviço, torres umbilical, centro de controlo de lançamento, sistemas de abastecimento, sistemas de fornecimento de gás, sistemas de fornecimento de energia, torres de protecção contra relâmpagos, etc.



Processo dinâmico de separação da carenagem

Em cima o processo dinâmico de separação da carenagem de protecção no foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A.

As torres de serviço são compostas pelas torres do guindaste, equipamento movível, plataformas, elevadores, sistema de distribuição e fornecimento de energia, condutas de abastecimento para armazenamento do propolente, detectores de incêndio e extintores.

As torres têm uma altura de 90,60 metros. No topo das torres existem dois guindastes. A altura de levantamento efectiva é de 85 metros. A capacidade de carga é de 20.000 kg (guincho principal) e 10.000 kg (guincho suplente). Existem dois elevadores (com uma capacidade de 2.000 kg) para a elevação de pessoal e equipamentos. As torres têm plataformas para operações de verificação e operações de teste do foguetão lançador e da sua carga.

A parte superior das torres é uma área limpa com ambiente controlado. O nível de limpeza é de Classe 100.000 e as temperaturas na área de operação do satélite encontram-se entre os 15 ºC e os 25 ºC. A acoplagem entre a carga e o veículo lançador, teste do satélite, encapsulamento da carenagem e outras actividades são levadas a cabo nesta área. Um guindaste superior telescópico está equipado para levar a cabo estas operações. Este guindaste pode rodar num ângulo de 180º e a sua capacidade é de 8.000 kg.

Nas torres de serviço, a Sala 812 é exclusivamente preparada para a carga. No seu interior é fornecida uma corrente eléctrica de 60Hz UPS (Fase 120V, 5kW). A resistência é menos de 1□. A área desta sala é de 8 m^2.

Para além de um sistema de hidratação, as torres de serviço estão também equipadas com pó extintor e extintores 1211.

As torres umbilicais servem para fornecer ligações eléctricas, condutas de gás, condutas líquidas, bem como as ligações para o satélite e para o foguetão lançador. As torres têm um sistema de braço amovível, plataformas e condutas de abastecimento criogénico. O abastecimento do lançador é levado a cabo através das condutas criogénicas. As torres umbilicais também estão equipadas com sistemas de ar condicionado para a carga e carenagem, um sistema RF, sistemas de comunicações, plataformas rotativas, sistemas de extinção de incêndios, etc. Os cabos de fornecimento de energia são conectados ao satélite e ao lançador através destas torres umbilicais. As condutas do ar condicionado são ligadas à carenagem também através desta torre para fornecer ar limpo. A limpeza do ar condicionado é de Classe 100.000 e a temperatura encontra-se entre os 15ºC e os 25ºC, com uma humidade entre 35% e 55%.

A Sala 722 das torres umbilicais é exclusivamente preparada para a carga. A sua área é de 8m^2 e no seu interior é fornecida uma corrente eléctrica de 60Hz/50Hz UPS (Fase 120V/220V/15A). A resistência é menos de 1□.

Esquema do Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de satélites de Xichang.

Centro de Controlo de Lançamento

O Centro de Controlo de Lançamento (CCL) é uma estrutura em fortim capaz de resistir a uma explosão violenta. As operações levadas a cabo na torre (tais como testes antes do lançamento, abastecimento, operações de lançamento) do foguetão lançador são controladas desde o CCL. O controlo de lançamento do satélite também pode ser levado a cabo no CCL. A sua área de construção é de 1.000 m^2.

O CCL inclui as salas de teste do veículo lançador, salas de teste dos satélites, sala de controlo de abastecimento, sala de controlo de lançamento, sala de informação para o director de missão, sistema de ar condicionado, passagens de evacuação, etc. Todo o CCL recebe ar condicionado.

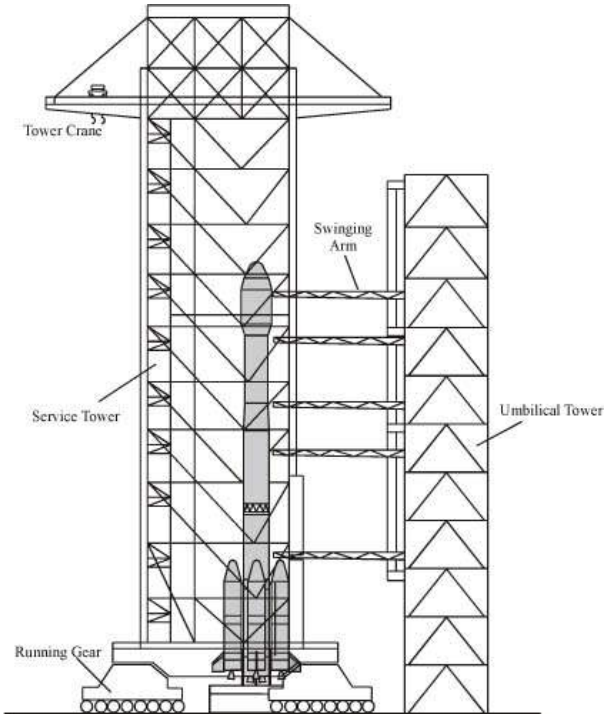
Existem duas salas para o teste dos satélites e cada uma tem uma área de 48,6 m^2. A temperatura no interior das salas é de 20ºC com variação máxima e mínima de 5ºC. A humidade relativa é de 75%. Em cada sala existem painéis de distribuição de energia 380V/220V, 50Hz e 120V/220V, 60Hz. A resistência é menos de 1□. O satélite é conectado com o equipamento de controlo no interior da sala de teste através de cabos umbilicais.

Estão disponíveis no interior das salas sistemas de telefone e de monitorização, bem como na torre e nos restantes locais.

Centro de Controlo e Comando da Missão

O Centro de Controlo e Comando da Missão (CCCM) está localizado a 7 km do local de lançamento. Todo o edifício inclui duas partes: uma é a zona de comando e controlo e a outra é a zona de computação. A zona de comando e controlo consiste em duas áreas: a área de comando e a área de segurança. Em torno da primeira zona encontram-se salas de operação e escritórios. Existem uma sala de visitas no segundo andar e os visitantes podem observar o lançamento em ecrãs de televisão. Existem sistemas de televisão por cabo parta os visitantes.

O CCCM tem como funções comandar todas as operações das estações de rastreio e monitorizar a performance e estado do equipamento, levar a cabo o controlo de segurança após o lançamento, obter informações sobre os parâmetros de localização do lançador a partir de estações e processar estes dados em tempo real, fornecer a aquisição e e obter dados para as estações de rastreio e para o Centro de Controlo de Satélites em Xi'an, fornecer informações à equipa de controlo e levar a cabo o processamento de dados após a missão.



O CCCM possui um sistema de computadores a funcionar em tempo real; um sistema de comando e controlo; levar a cabo a monitorização e fornecimento de controlo, computadores sistemas de conversão D/A e A/D, sistemas de televisão, sistemas de gravação de dados e sistemas de telecomando; sistemas de comunicação, sistemas de temporização e transmissão de dados, e equipamento de impressão e revelação de filme.

Centro de Controlo, Telemetria e Detecção

O Centro de Controlo, Telemetria e Detecção (CCTD) do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang e o CCTD do Centro de Controlo de Satélites de Xi'an, formam uma rede de Controlo, Telemetria e Detecção para cada missão. O CCTD do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang consiste na estação de rastreio de Xichang, na estação de rastreio de Yibin e na estação de rastreio de Guiyang. O CCTD do Centro de Controlo de Satélites de Xi'an consiste na estação de rastreio de Weinan, na estação de rastreio de Xiamen e nos navios de instrumentação.

O Centro de rastreio de Xichang inclui equipamentos ópticos, radar, telemetria e telecomando. É responsável pela medição e processamento dos dados de voo do foguetão lançador e também pelo controlo da zona de segurança. Os dados recebidos e gravados pelo sistema do CCTD são utilizados para o processamento e análise após a missão.

As principais funções do CCTD são o registo dos dados iniciais de voo em tempo real, medição da trajectória do veículo lançador; recepção, gravação, transmissão e processamento dos dados e telemetria do foguetão lançador e do satélite; tomar decisões relativas à segurança; e computar o estado de separação entre o satélite e o lançador e respectivos parâmetros de injecção.

Após o lançamento o foguetão é imediatamente seguido pelo equipamento óptico, de telemetria e por radares em torno do local de lançamento. Os dados recebidos são enviado para CCCM. Estes dados serão inicialmente processados e enviados para as estações respectivas. Os computadores das estações recebem estes dados e levam a cabo a conversão de coordenadas, utilizando esses dados como dados para orientar o sistema do CCTD para obter e seguir o alvo.

Após a detecção do alvo, os dados medidos são enviados para os computadores na estação e para o CCCM para serem processados. Estes dados processados são utilizados para o controlo da segurança do voo. Os resultados das computações são enviados para o Centro de Lançamento de Satélites de Xichang e para o Centro de Controlo de Satélites de Xi'an em tempo real através de linhas de transmissão de dados.

Em caso de falha durante as fases de voo do primeiro ou segundo estágio, o oficial de segurança tomará uma decisão tendo por base os critérios de segurança.

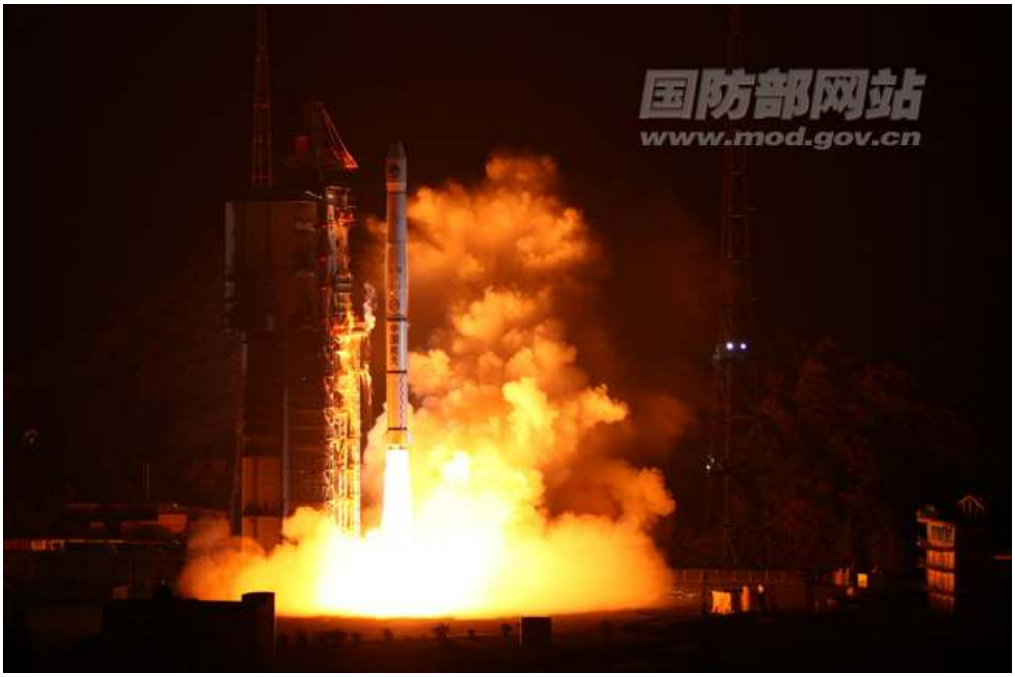
A injecção orbital da carga é detectada pelos navios de rastreio e enviada para o Centro de Controlo de Satélites de Xi'an. Os resultados são enviados para o CCCM de Xi Chang para processamento e monitorização.

Lançamento do BeiDou-2 IGSO-5 'Compass-IGSO5'

O lançamento de um novo satélite de navegação por parte da China teve lugar às 2107:04,189UTC do dia 1 de Dezembro de 2012. O satélite BeiDou-2 Compass-IGSO5 foi colocado em órbita pelo foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A (Y23) a partir do Complexo de Lançamento LC3 do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang. Todas as fases do voo decorreram sem problemas e a separação do satélite terá ocorrido pelas 2131UTC.

O satélite ficou colocado numa órbita inicial com apogeu a 35.847,8 km, perigeu a 217,3 km e inclinação orbital de 55,06º. A tabela seguinte[7] mostra a evolução dos parâmetros orbitais nos dias seguintes ao lançamento.

Data[8]	*I (º)*	*P (m)*	h_P (km)	h_A (km)
11-12-01.70	55,06	632,60	217	35.848
11-12-02.18	55,18	632,47	198	35.860
11-12-02.29	55,31	631,04	163	35.822
11-12-02.32	55,34	631,43	173	35.832
11-12-09.61	55,35	630,58	177	35.784



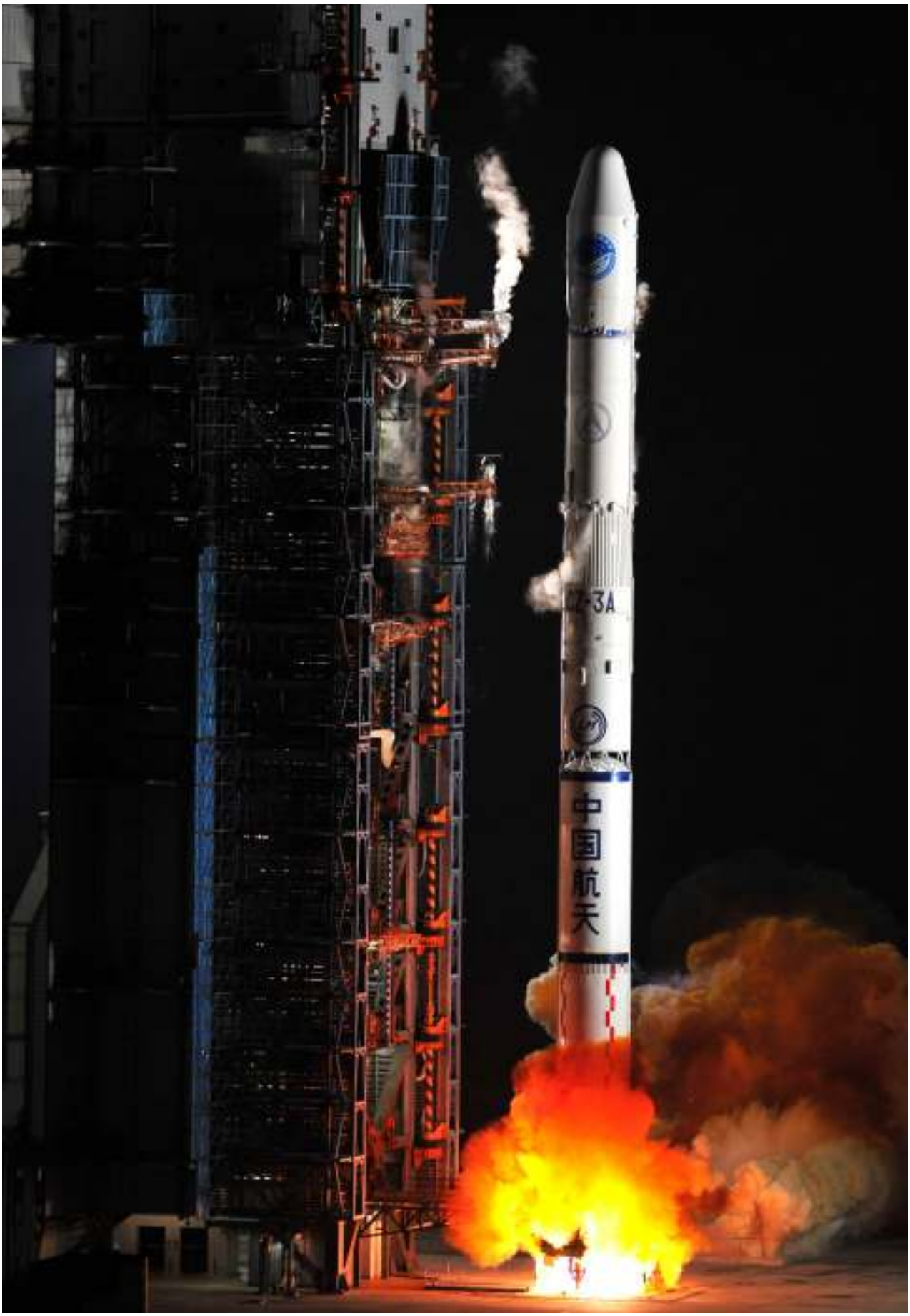
Entretanto a 28 de Dezembro a imprensa estatal chinesa anunciava[9] que o sistema Beidou havia sido activado para utilização civil no dia 27 de Dezembro, começando a fornecer dados de navegação, posicionamento e de tempo para o território chinês e para os países vizinhos. Nesta fase o sistema possui dez satélites em órbita e cobre uma área que se estende desde a Austrália (no Sul) até à Rússia (no Norte), com os sinais a poderem ser captados na região autónoma chinesa de Xinjiang Uygur na zona Oeste e no Oceano Pacífico.

Estando previsto o lançamento de seis novos satélites em 2012, o sistema irá cobrir uma área maior e eventualmente todo o globo terrestre em 2020 com uma constelação de 35 satélites. À medida que o número de satélites vai aumentando, assim também aumenta a precisão do sistema. Durante esta fase inicial o sistema Beidou pode proporcionar uma precisão de 25 metros, mas quando o sistema for oficialmente lançado em 2012 a sua precisão será de 10 metros.

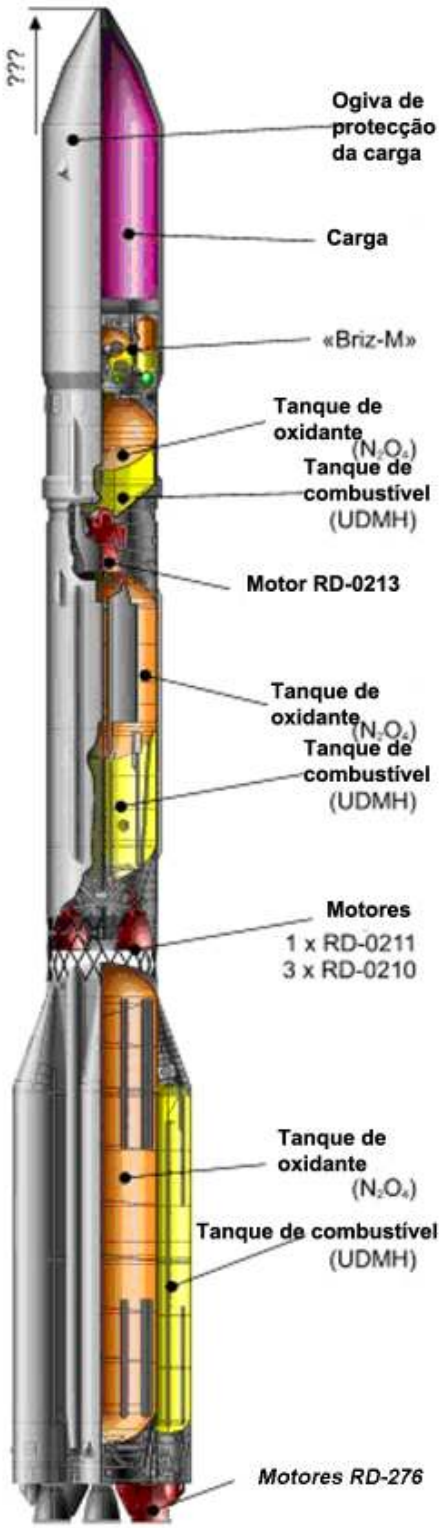
[7] Com a autorização de Antonin Vitek, http://www.lib.cas.cz/space.40/INDEX1.HTM

[8] A data é fornecida no formato AA-MM-DD.HH, isto é '.HH' representa a hora do dia bastando multiplicar por 24 para obter a hora a que se refere o parâmetro orbital

[9] "***Satellite navigation system launched***", Xinhua – http://news.xinhuanet.com/english/china/2011-12/28/c_131330740.htm


CZ-3A
中国航天

Proton-M lança dois satélites de comunicações



Um novo lançamento duplo do foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M teve lugar a 11 de Dezembro de 2011 com a colocação em órbita dos satélites Amos-5 para uma empresa de comunicações israelita e o Luch-5A que irá facilitar as comunicações entre a estação espacial internacional e outros satélites em órbita com os respectivos centros de controlo. Este foi o 372º lançamento de um foguetão Proton e a terceira missão dupla deste lançador desde Fevereiro de 2009[10] altura em que colocou em órbita os satélites Express-AM44 (33595 2009-007A) e Express-MD1 (33596 2009-007B). Em 2011 foi a segunda vez que este lançador levou a cabo um lançamento duplo depois de colocar em órbita os satélites SES-3 (37748 2011-035A) e KazSat-2 (37749 2011-035B) no mês de Julho[11].

O foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M

Tal como o 8K82K Proton-K (Протóн-К), o 8K82KM Proton-M (Протóн-М) é um lançador a três estágios podendo ser equipado com um estágio superior Briz-M ou então utilizar os usuais estágios Blok DM. As modificações introduzidas no Proton incluem um novo sistema avançado de aviónicos e uma ogiva com o dobro do volume em relação ao 8K82K Proton-K, permitindo assim o transporte de satélites maiores. Em geral este lançador equipado com o estágio Briz-M, construído também pela empresa *Khrunichev*, é mais poderoso em 20% e tem maior capacidade de carga do que a versão anterior equipada com os estágios Blok DM construídos pela *RKK Energia*.

O 8K82KM Proton-M/Briz-M em geral tem um comprimento de 53,0 metros, um diâmetro de 7,4 metros e um peso de 712.800 kg. É capaz de colocar uma carga de 21.000 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou 2.920 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 965.580 kgf. O Proton-M é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual *Khrunichev*, tal como o Briz-M.

Neste lançamento foi utilizado um estágio superior Briz-M Fase III. Esta é uma recente melhoria deste estágio que utiliza dois novos tanques de pressão (com uma capacidade de 80 litros), substituindo os anteriores seis tanques de dimensões mais pequenas.

[10] Este lançamento teve lugar às 0002:59,971UTC do dia 11 de Fevereiro de 2009 e foi levado a cabo pelo foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M (93501/99501) desde a Plataforma de Lançamento PU-39 do Complexo de Lançamento LC200 do Cosmódromo de Baikonur.

[11] Este lançamento teve lugar às 2316:09,940UTC do dia 15 de Julho de 2011 e foi levado a cabo pelo foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M (93518/99519) a partir da Plataforma de Lançamento PU-39 do Complexo de Lançamento LC200 do Cosmódromo de Baikonur.

Procedeu-se ainda a uma recolocação dos instrumentos de comando para a zona central do tanque para assim mitigar as cargas de choque que o tanque de propolente adicional é ejectado.

O primeiro lançamento do foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M teve lugar a 7 de Abril de 2001 (0347:00,525UTC) quando o veículo 53501 utilizando o estágio Briz-M (88503) colocou em órbita o satélite de comunicações Ekran-M 18 (26736 2001-014A) com uma massa de 1.970 kg a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24).

	Proton-M	8S810M	8S811	8S812M	Briz-M	DM-2
Comprimento (m)	53,0	21,0	14,0	6,5	2,61	7,10
Diâmetro (m)	7,4	7,4	4,15	4,15	4,10	3,70
Massa bruta (kg)	712.800	450.400	167.828	50.747	22.170	17.300
Massa sem propolente (kg)		31.000	11.715	4.185	2.370	2.300
Massa do propolente (kg)		419.400	156.113	46.562	19800	15.000
Motor	-	6 X RD-276[12]	4 X RD-0210[13]	RD-0212	S5.98M	RD-58M
Propolente	-	UDMH/N_2O_4	UDMH/N_2O_4	UDMH/N_2O_4	UDMH/N_2O_4	RP-1/LOX
Força – nível do mar (kN)	2.971	10.532,34	-	-		
Força – vácuo (kN)	-	-	2.399	613,8	19,6	85,02
Impulso especifico (s)	-	285	-	-	-	-
Impulso especifico – vácuo (s)	-	-	327	325	326	352
Tempo de queima (s)	647,1	108	206	238	3.000	600

[12] Também designado RD-275M ou 14D14M. O motor RD-275 resultou dos melhoramentos ao motor RD-253 levados a cabo entre 1987 e 1993 com o intuito de se produzir uma versão mais potente do motor RD-253. Uma força superior em 7,7% foi conseguida ao aumentar a pressão na câmara de combustão e permitiu elevar a massa da carga para a órbita geostacionária em mais de 600 kg. Este motor foi pela primeira vez utilizado no lançador Proton-M em 1995. A *Energomash* começou o desenvolvimento de uma versão mais potente do motor RD-275 em 2001, tendo uma potência 5,2% superior o que permite mais 150 kg de carga para a órbita geossíncrona.

[13] Também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49.

Modificações

A mais recente modificação levada a cabo no lançador Proton-M/Briz-M (Fase III) permite colocar numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona uma carga de 6.150 kg, tendo um aumento de massa de 1.150 kg em relação à versão original do lançador. Entretanto, foi já iniciada uma nova fase de modificações (Fase IV) que deverá terminar em 2013 com a capacidade de carga a ser aumentada para 6.300 kg para uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona e uma velocidade residual de 1,5 km/s para a órbita geossíncrona.

Lançamento	Data	Hora (UTC)	Nº Série	Fase	Plataforma	Satélites
2010-069	26-Dez-10	21:50:59,972	93517 / 99518	III	LC200 PU-39	KA-SAT (37258 2010-069A)
2011-021	20-Mai-11	19:15:18,960	93519 / 99520	III	LC200 PU-39	Telstar-14R/Estrela do Sul-2 (37602 2011-021A)
2011-035	15-Jul-11	23:16:09,940	93518 / 99519	IV	LC200 PU-39	SES-3 'OS-2' (37748 2011-035A) KazSat-2 (37749 2011-035B)
2011-045	17-Ago-11	21:25:00.932	93521 / 99522	III	LC200 PU-39	Express-AM4 (37798 2011-045A)
2011-048	20-Set-11	22:47:00.011	53542 / 88529	I	LC81 PU-24	Cosmos 2473 (37806 2011-048A)
2011-054	29-Set-11	18:31:59,960	93522 / 99524	III	LC200 PU-39	QuetzSat-1 (37826 2011-054A)
2011-058	19-Out-11	18:48:57,969	93520 / 99521	III	LC200 PU-39	Viasat-1 (37843 2011-058A)
2011-064	04-Nov-11	12:51:41.000	99523 / 53539	I	LC81 PU-24	Cosmos 2475 (37867 2011-064A) Cosmos 2476 (37868 2011-064B) Cosmos 2477 (37869 2011-064C)
2011-070	25-Nov-11	19:10:33.929	93525 / 99527	III	LC200 PU-39	AsiaSat-7 (37933 2011-070A)
2011-074	11-Dez-11	11:16:59.998	93523 / 99525	III	LC200 PU-39	Amos-5 (37950 2011-074A) Luch-5A (37951 2011-074B)

Esta tabela indica os últimos dez lançamentos levados a cabo utilizando o foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M referindo-se as várias fases de desenvolvimento. Todos os lançamentos são levados a cabo a partir do Cosmódromo de Baikonur, Cazaquistão. Tabela: Rui C. Barbosa

Os satélites Amos-5 e Luch-5A

O satélite Luch-5A (Луч-5A) é o mais recente elemento do sistema de multi-propósito Luch desenvolvido para a agência espacial russa Roscosmos ao abrigo do programa espacial federal. O novo satélite foi desenhado e fabricado pela Corporação de Sistemas de Satélites de Informação Reshetnev em colaboração com a indústria espacial russa e parceiros internacionais.

O Luch-5A irá retransmitir dados a partir de satélites em órbitas baixas até 2.000 km de altitude, incluindo a estação espacial internacional e em especial os laboratórios do seu segmento russo, bem como de outros veículos espaciais e estágios superiores. O satélite irá seguir os seus alvos durante as suas diferentes fases de voo que não podem ser monitorizadas a partir da Rússia e fazer as respectivas retransmissões para as estações de recepção russas.

Equipado com duas grandes antenas de alto ganho de banda S e banda Ku, o Luch-5A irá localizar e seguir de forma precisa os objectos a baixas altitudes. O satélite transporta sete repetidores de banda S e de banda Ku e pode transmitir comandos para os

veículos que está a seguir. Além do mais, o Luch-5A tem a capacidade de recepção e de retransmissão de sinais do sistema de resgate COSPAS-SARSAT. O satélite irá transmitir correcções de posicionamento do sistema GLONASS, aumentando a precisão do sistema.

A Rússia registou três localizações orbitais para a sua constelação de retransmissão de dados Luch – 16º Oeste sobre o Oceano Atlântico, 95º Este sobre o Oceano Índico e 167º Oeste sobre o Oceano Pacífico.

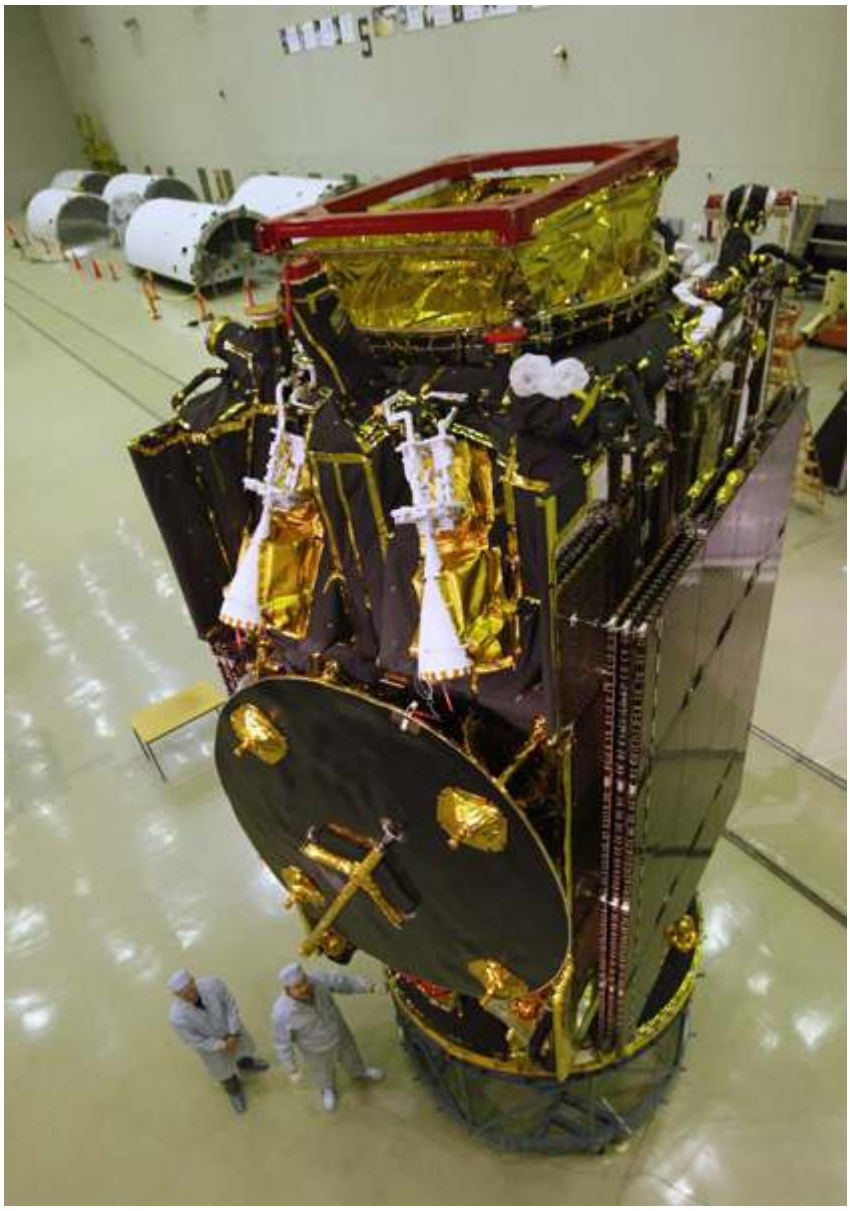
Com uma massa de 1.148 kg, o Luch-5A foi desenvolvido tendo por base a plataforma não pressurizada Express-1000A. As duas antenas de 4,2 metros semelhantes a guarda-chuvas são compostas de espigões de material compósito cobertos de película dourada e equipados com actuadores electromecânicos de precisão. O Luch-5A tem por base novas soluções técnicas introduzidas pela Reshetnev e pelos seus parceiros. Estas soluções encontram-se ao nível da estrutura em favos de mel com tubos de aquecimentos embutidos, controlo térmico através de tubos de aquecimento, painéis solares com células de gálio arsénio com multi-junção, instrumentos de orientação estáticos e sensores estelares de alta precisão. O satélite deverá ter uma vida útil em órbita de 10 anos.

O satélite AMOS-5 é um satélite de telecomunicações construído pela Corporação de Sistemas de Satélites de Informação Reshetnev para a empresa *Space Comunications Ltd. (Spacecom)*, um operador israelita de comunicações por satélite. O satélite irá estabelecer uma nova posição orbital para a empresa a 17º Este, fornecendo um variado leque de serviços de comunicações por satélite ao continente africano. Juntamente com os satélites AMOS-2 e AMOS-3, co-localizados a 4º Oeste, e com o satélite AMOS-4 que será lançado em 2012 para servir a Ásia e a Rússia, o AMOS-5irá aumentar a cobertura da *Spacecom* no Médio Oriente e Europa, enquanto que adiciona os emergentes mercados africanos ao seu portfólio.

O novo satélite irá suportar uma cobertura pan-africana com transmissões de alta potência em banda C e três transmissões regionais de banda Ku. Com uma variedade de múltiplos repetidores e um excelente ponto de vantagem, o AMOS-5 irá proporcionar uma variedade de serviços de comunicações, incluindo comunicações VSAT e Internet de banda larga, telefonia, truncagem de dados, transmissões DTH e distribuição de vídeo.

Tendo por base o modelo Express-1000N, uma plataforma de classe média, o AMOS-5

transporta 18 repetidores em banda C (14x72 MHz, 4x36 MHz) e 18 repetidores em banda Ku (18x72 MHz). O satélite irá gerar 5,6 kW de energia para a sua carga durante o seu período de vida útil de 15 anos. A carga de comunicações e as antenas do AMOS-5 (imagem ao lado) foram fornecidas através da parceria da *Reshetnev* com a empresa europeia *Thales Alenia Space*.



Lançamento dos satélites Amos-5 e Luch-5A

Os satélites AMOS-5 e Luch-5A chegavam ao Cosmódromo de Baikonur a 4 de Novembro e a 10 de Novembro, respectivamente. Após chegarem ao cosmódromo, os dois satélites começaram a ser preparados para o lançamento. A 23 de Novembro o satélite AMOS-5 era transferido para a Sala 101 das instalações do MIK 92A-50 onde se procederia a testes eléctricos e carregamento da bateria interna.

Mais tarde os dois satélites seriam colocados na posição que iriam ocupar dentro da carenagem de protecção do lançador, com o satélite Luch-5A na posição superior e o satélite AMOS-5 na posição inferior sobre o estágio Briz-M. Seguiu-se a colocação do conjunto no interior da carenagem de protecção a 28 de Novembro.

A 30 de Novembro a carenagem com os dois satélites no seu interior era colocada na posição vertical procedendo-se de seguida ao carregamento das baterias do satélite Luch-5A. Finalizado este processo a carenagem era novamente colocada na posição horizontal. Nos dias seguintes o conjunto seria acoplado com os estágios do foguetão 8K82KM Proton-M e o lançador seria transportado a 7 de Dezembro para a estação de abastecimento da Área 92A onde se daria o abastecimento dos tanques de baixa pressão do estágio Briz-M.

O transporte do foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M (93523/99525) com os satélites Luch-5A e AMOS-5 para a plataforma de lançamento foi iniciado às 0030UTC do dia 8 de Dezembro. Pelas 0500UTC o lançador chegava à Plataforma de Lançamento PU-39 do Complexo de Lançamento LC200 do Cosmódromo de Baikonur, procedendo-se de seguida à sua colocação na posição vertical sobre o fosso das chamas e dando-se início aos preparativos para o lançamento.

Após chegar à plataforma de lançamento, o lançador é inspeccionado visualmente antes de se proceder à remoção das coberturas de rádio frequências. Procede-se de seguida é erecção do lançador e após este estar na posição vertical a carenagem é ligada ao sistema de controlo do modo térmico líquido. O sistema de fornecimento de energia aos satélites é activado e são executados testes de rádio frequência. Todos os sistemas do lançador são inspeccionados e nesta fase a torre móvel de serviço é deslocada para a plataforma de lançamento, servindo de apoio técnico ao veículo. Os ductos de ar condicionado são ligados e procede-se à activação do modo do sistema de controlo térmico. Nesta altura é desactivado o sistema de controlo do modo térmico líquido. As coberturas térmicas são agora removidas e procede-se à verificação da tensão da banda de fixação. São verificadas as ligações de rádio e procede-se à carga das baterias da carga.

No segundo e terceiro dia de preparativos para o lançamento são realizadas operações com a carga a bordo do lançador, procedendo-se à carga das baterias e a verificações das ligações de rádio. A torre móvel de serviço é evacuada no terceiro dia e procede-se a uma simulação da contagem decrescente. No dia anterior ao lançamento são removidos os dispositivos de protecção da carenagem e procede-se ao registo fotográfico das operações de encerramento dos diversos elementos do lançador. Procede-se também à instalação das câmaras de vídeo na plataforma de lançamento, à carga das baterias e a verificações das ligações de rádio.

A cerca de T-11h 30m tem lugar a activação do equipamento de teste e de suporte de solo relacionado com o sistema de orientação, navegação e controlo do estágio superior Briz-M. A decisão de prosseguir com o lançamento é tomada cerca de oito horas antes da hora prevista para a ignição e é tomada pelo Comissão Intergovernamental. Nesta altura, a plataforma de lançamento é evacuada de todo o pessoal que não é essencial para as operações. A T-1h 10m dá-se a activação do equipamento de teste e de suporte de solo relacionado com o sistema de orientação, navegação e controlo do foguetão Proton-M e o início do abastecimento dos três estágios inferiores ocorre a T-6h. A T-5h, começam as actividades da contagem decrescente. A plataforma de lançamento é reaberta a T-2h 30m para as operações finais de encerramento do lançador. Pelas T-2h todo o pessoal técnico deve encontrar-se nas suas posições finais para o lançamento.

A torre móvel de serviço começa a ser deslocada para a sua posição de lançamento a T-1h. As actividades finais da contagem decrescente têm início a T-45m. O sinal do sistema de propulsão é gerado pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador. As unidades do sistema remoto da contagem decrescente são sincronizadas com o relógio principal da contagem decrescente. O sistema de abortagem é armado a T-35m (uma luz verde no painel de controlo indica que o sistema de finalização de voo está pronto). Duas unidades redundantes na unidade de abortagem de lançamento são sincronizadas com o relógio da contagem decrescente (nesta altura o interruptor da unidade de abortagem está activo).

A T-10m o cliente indica de forma verbal a prontidão para o lançamento. Esta indicação é transmitida através da rede da contagem decrescente que interliga os vários intervenientes na actividade. O sinal de comando de T-300s é enviado pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador para o equipamento semelhante no estágio Briz-M para sincronizar a hora de lançamento. Entretanto o Briz-M inicia a sua transferência para o fornecimento interno de energia. A T-2m o equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador começa a transferência para o fornecimento interno de energia (para os três estágios inferiores), enquanto que o estágio Briz-M finaliza este procedimento iniciado anteriormente. Um sinal é enviado pelo Briz-M para o lançador indicando a sua prontidão para o lançamento.

A activação da giro-plataforma teve lugar a T-5s e as verificações finais são feitas a T-3,1s pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador (verificando a prontidão do lançador, do estágio superior e da sua carga). Se todos os componentes do sistema estiverem prontos, é enviado um sinal para se iniciar a sequência de ignição do primeiro estágio. Os seis motores RD-276 do primeiro estágio do Proton-M entravam em ignição a T-1,756s até atingirem 50% da força nominal. A força aumenta até 100% a T-0s (1910:33,929UTC[14]) e a confirmação para o lançamento surge de imediato (de facto, a ignição ocorreu 0,079s mais tarde do que o previsto). A sequência de ignição verifica se todos os motores estão a funcionar de forma nominal antes de se permitir o lançamento. O foguetão ascende verticalmente durante cerca de 10 segundos. O controlo de arfagem, da ignição e fim de queima dos motores, o tempo de separação da ogiva de protecção e o controlo de atitude, são todos calculados para que os estágios extintos caíam nas zonas pré-determinadas.

A ignição do segundo estágio ocorreu a T+1m 54,505s e a separação entre o primeiro e o segundo estágio ocorreu a T+1m 59,781s. A ignição dos motores vernier do terceiro estágio ocorreu a T+5m 24,286s com os quatro motores RD-0210 do segundo estágio a terminarem as suas queimas a T+5m 27,005s. A separação entre o segundo e o terceiro estágio ocorre a T+5m 27,726s e a ignição do motor RD-0212 do terceiro estágio ocorre a T+5m 30,151s.

A T+5m 45,487s inicia-se o processo de separação da carenagem de protecção do satélite. Grampos longitudinais e juntas de fixação transversais são abertas com as duas metades da ogiva de protecção a serem afastadas por meio de molas. As duas metades da ogiva acabaram por cair na zona de impacto do segundo estágio. O sinal de indicação da separação das duas metades da carenagem surgiu a T+5m 45,585s.

[14] Estes dados bem como das tabelas seguintes são fornecidos pela *GKNPTs Khrunichev*.

Evento	Tempo de voo previsto		Fonte dos dados	Valores medidos	
	(h: m: s)	s		s	Desvio (s)
Separação da carenagem	00:05:44,982	344,982	Proton-M	345,487	0,505
Indicação da separação	00:05:46,883	346,883	Proton-M	345,585	1,298

O lançador continua a voar propulsionado pelo terceiro estágio até se iniciar o processo de separação entre este e o estágio Briz-M que inicia por sua vez a sua primeira queima.

Evento	Tempo de voo previsto		Fonte dos dados	Valores medidos	
	(h: m: s)	s		s	Desvio (s)
Comando preliminar	00:09:29,279	569,279	Proton-M	569,620	0,341
Comando principal	00:09:41,239	581,239	Proton-M	580,105	1,134
Separação da Unidade Orbital	00:09:41,403	581,403	Proton-M	580,237	1,166
MCI 1 – ignição	00:11:01,403	661,403	Briz-M	660,537	0,866
MS 1 – ignição	00:11:15,403	675,403	Briz-M	674,693	0,710
MCI 1 – final da queima	00:11:17,303	677,303	Briz-M	676,528	0,775
MS 2 – final da queima	00:16:38,242	938,242	Briz-M	932,119	6,123

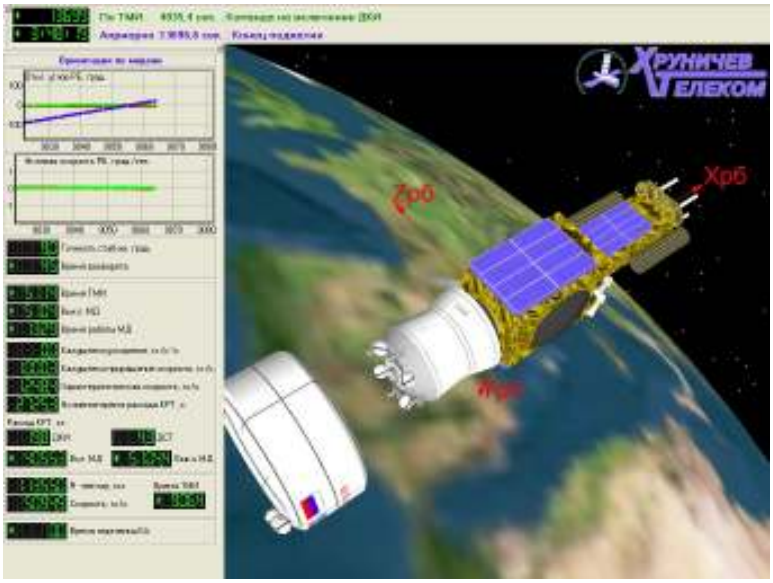
A separação da Unidade Orbital (estágio Briz-M juntamente com os satélites Luch-5A e AMOS-5) ocorre às 1126:40,235UTC (T+9m 40,237s). O processo de separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M é iniciado com o final da queima dos motores vernier, seguido da quebra das ligações mecânicas entre os dois estágios e da ignição dos retro-foguetões de combustível sólido para afastar o terceiro estágio do Briz-M. Imediatamente após a separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M, são accionados os motores de estabilização do estágio superior para eliminar a velocidade angular resultante da separação e proporcionar ao Briz-M a orientação e estabilidade ao longo da trajectória suborbital onde se encontra antes da sua primeira ignição.

A segunda queima do Briz-M é executava no primeiro nodo de ascensão da órbita de suporte e após esta queima a Unidade de Ascensão atinge uma órbita intermédia. A terceira e quarta queima irão ter lugar após a Unidade de Ascensão executar uma órbita em torno do planeta e têm lugar no perigeu, formando uma órbita de transferência com um apogeu próximo do que será conseguido na órbita final.

	Tempo de voo previsto (s)	Fonte dos dados	Valores medidos (s)	Desvio (s)
MCI 2 – ignição	4.035,000	Briz-M	4.035,379	0,379
MS 2 – ignição	4.055,000	Briz-M	4.055,302	0,302
MCI 2 – final da queima	4.056,900	Briz-M	4.057,399	0,499
MS 2 – final da queima	5.121,274	Briz-M	5.104,402	16,872
MCI 3 – ignição	12.511,000	Briz-M	12.511,281	0,281
MS 3 – ignição	12.535,000	Briz-M	12.535,136	0,136
MCI 3 – final da queima	12.536,900	Briz-M	12.537,233	0,333
MS 3 – final da queima	13.613.392	Briz-M	13.608,878	4,514
MCI 4 – ignição	13.688,592	Briz-M	13.684,113	4,479
Separação do Tanque Auxiliar	13.694,382	Briz-M	13.689,979	4,403
MCI 4 – final da queima	13.696,592	Briz-M	13.692,240	4,352
MCI 5 – ignição	31.206,000	Briz-M	31.206,343	0,343
MS 4 – ignição	31.226,000	Briz-M	31.226,266	0,266
MCI 5 – final da queima	31.227,900	Briz-M	31.228,363	0,463
MS 4 – final da queima	31.979,755	Briz-M	31.965,250	14,505
Separação do Luch-5A	32.049.755	Briz-M	32.035,570	14,185
MCI 6 – ignição	34.380,000	Briz-M	34.380,120	0,120
MS 5 – ignição	34.388,000	Briz-M	34.388,247	0,247
MCI 6 – final da queima	34.389,900	Briz-M	34.390,082	0,182
MS 5 – final da queima	34.435,179	Briz-M	34.435,170	0,009
Separação AMOS-5	34.505,179	Briz-M	34.505,262	0,083
MCI 7 – ignição	42.950,000	Briz-M	42.950,394	0,394
MCI 7 – final da queima	45.965,000	Briz-M	42.965,336	0,336
MCI 8 – ignição	47.150,000	Briz-M	47.150,727	0,727
MCI 8 – final da queima	47.250,000	Briz-M	47.250,604	0,604

Legenda: MCI – Motor de Correcção de Impulso; MS – Motor de Sustentação. O número em frente a cada sigla indica o número da manobra orbital. Dados fornecidos pelo Centro de Pesquisa e Produção Espacial *Khrunichev*.

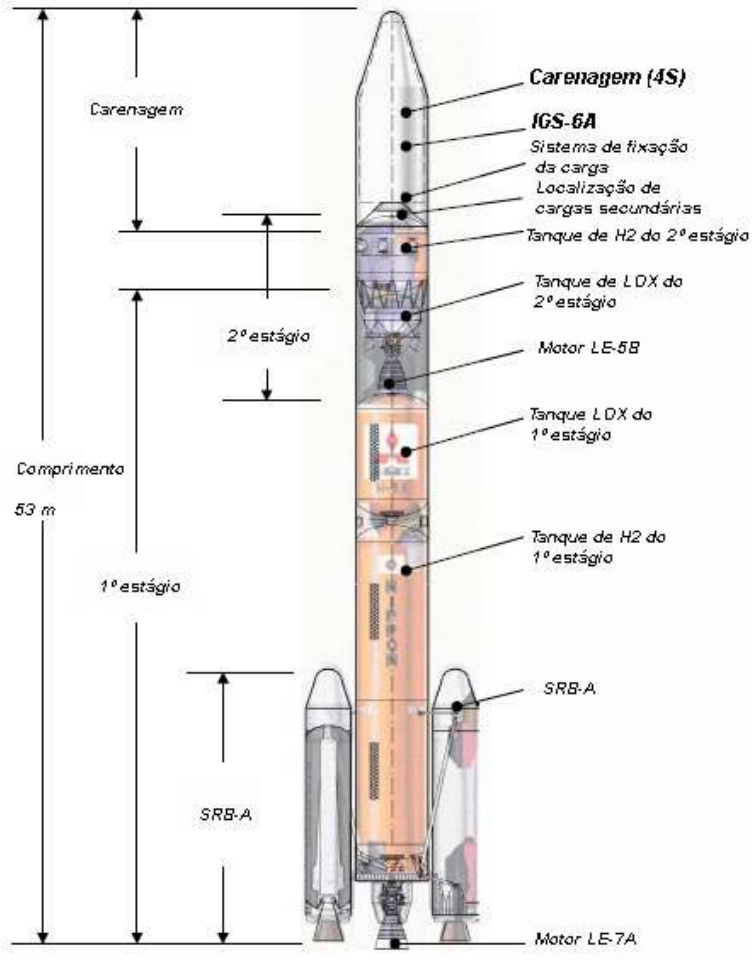
Segundo a Khrunichev a separação do Luch-5A teve lugar às 2010:55,57UTC e a separação do AMOS-5 teve lugar às 2052:05,49UTC. Após a separação do AMOS-5 procedeu-se à medição dos seus parâmetros orbitais e o estágio Briz-M é colocado numa órbita mais afastada dos satélites, levando a cabo mais duas manobras orbitais procedendo à ignição do seu motor para afastar a sua órbita. A pressão dos tanques de propolentes do Briz-M é reduzida para evitar qualquer tipo de fuga de propolente que possa levar à destruição do veículo e á consequente criação de detritos orbitais.



A próxima missão da ILS deverá ter lugar a 21 de Janeiro com o lançamento do satélite de comunicações SES-4 por um foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M (93524/99526) a partir da Plataforma de Lançamento PU-39 do Complexo de Lançamento LC200, o mesmo que será utilizado para o lançamento do satélite de comunicações Sirius FM-6 a 29 de Janeiro por um foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M (93526/99528). O lançamento do SES-4 estava inicialmente previsto para ter lugar em finais de Dezembro, porém problemas técnicos no estágio Briz-M levaram a um adiamento para Janeiro de 2011. Este adiamento pode ter um efeito de dominó e levar por sua vez ao adiamento do lançamento do satélite Sirius FM-6.

Japão lança novo satélite espião

Um novo satélite militar de vigilância foi colocado em órbita pelo Japão que assim mantém o seu vizinho nuclear sob vigilância apertada. Este satélite irá substituir um veículo anterior que atingiu o final da sua vida útil e vai auxiliar as autoridades nipónicas para manterem a segurança da região com a constante ameaça por parte da Coreia do Norte.



O foguetão H-2A, a esperança espacial do Japão

O desenvolvimento do lançador H-2A surgiu após os maus resultados obtidos com o lançador H-2 que resultaram na perda de vários satélites nas suas missões finais.

O H-2A na sua versão 202 é um lançador a três estágios auxiliados por dois propulsores laterais de combustível sólido SRB-A que entram em ignição no lançamento. Assim, o H-2A/202 tem a capacidade de colocar 10.000 kg numa órbita baixa de 300 km de altitude com uma inclinação de 30,4º ou então pode colocar 4.100 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. No lançamento é capaz de desenvolver 5.600 kN, tendo uma massa total de 285.000 kg. A sua envergadura é de 9 metros. O seu diâmetro é de 4,0 metros e o seu comprimento atinge os 53,00 metros.

Cada SRB-A (*Solid Rocket Boosters-A*), considerado por muitos como o estágio 0 (zero), tem um peso bruto de 75.500 kg, pesando 10.500 kg sem combustível. Cada propulsor tem um diâmetro de 2,5 metros, um comprimento de 15,1 metros e desenvolve 229.435 kgf no lançamento, com um Ies de 282,5 s (vácuo), um Ies-nm de 230 s e um Tq 101 s.

O primeiro estágio do H-2A/202 (H-2A-1) tem um peso bruto de 113.600 kg, pesando 13.600 kg sem combustível. Tem um diâmetro de 4,0 metros, um comprimento de 37,2 metros e desenvolve 111.964 kgf no lançamento, com um Ies de 440 s (vácuo), um Ies-nm de 338 s e um Tq 390 s. Está equipado com um motor LE-7A, desenvolvido pela *Mitsubishi*, que consome LOX e LH_2. O LE-7A pode variar a sua potência em 72%.

Finalmente o segundo estágio tem um peso bruto de 16.900 kg, pesando 3.100 kg sem combustível. Tem um diâmetro de 4,0 metros, um comprimento de 9,2 metros e desenvolve 13.970 kgf no lançamento, com um Ies de 448 s e um Tq 534 s. Está equipado com um motor LE-5B, desenvolvido pela *Mitsubishi*, que consome LOX e LH_2.

A tabela seguinte mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão H-2A nas suas diferentes versões.

Missão	Versão	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
F11	204	18-Dez-06	06:32:00	Kiku-8 'ETS-8' (29656 2006-059A)
F12	2024	24-Fev-07	04:41:00	IGS Radar-2 (30586 2007-005A) IGS Experimental Optical-3 (30587 2007-005B)
F13	2022	14-Set-07	01:31:01	Kaguya 'SELENE (32054 2007-039A) Okina 'RSat' (32055 2007-039B) Ouna 'VRAD' (32056 2007-039C)
F14	2024	23-Fev-08	08:55:00	Kizuna 'WINDS' (32500 2008-007A)
F15	202	23-Jan-09	03:54:00	Ibuki 'GOSAT (33492 2009-002A) SDS-1 (33494 2009-002C) Rising 'SpriteSAT' (334952009-002D) Maido-1 'SOHLA-1' (33496 2009-002E) Kagayaki 'SorunSat' (33497 2009-002F) Kisaki 'KKS-1' (33498 2009-002G) Kukai-1 'STARS-1' (33499 2009-002H) Hitomi 'PRISM' (33500 2009-002J)
F16	202	28-Nov-09	01:21:00	IGS Optical-3 (36104 2009-066A)
F17	202	20-Mai-10	21:58:22	Hayato 'KSAT' (36573 2010-020A) WASEDA-SAT 2 (36574 2010-020B) Negai (36575 2010-020C) Akatsuki 'Planet-C' (36576 2010-020D) IKAROS (36577 2010-020E) UNITEC-1 (36578 2010-020F)
F18	202	11-Set-10	11:17:00	QZS-1 'Michibiki' (37158 2010-045A)
F19	202	23-Set-11	04:36:50	IGS-6A (37813 2011-050A)
F20	202	12-Dez-11	01:21:00	IGS-7A (37954 2011-075A)

Os satélites IGS (情報収集衛星)

O desenvolvimento dos satélites IGS (*Information Gathering Satellite*) foi iniciado em 1998 após a Coreia do Norte ter levado a cabo o teste de um míssil que sobrevoou o território japonês. Os satélites têm como objectivo fornecer dados de aviso antecipado de lançamento de mísseis na região.

Os satélites dividem-se em dois tipos: observação óptica e radar. Inicialmente a resolução dos satélites ópticos era de cerca de 1 metro (pancromático) e 5 metros (multiespectral), com os satélites radar a terem uma resolução de 3 metros. A segunda geração de satélites ópticos tem uma resolução de cerca de 0,6 metros.

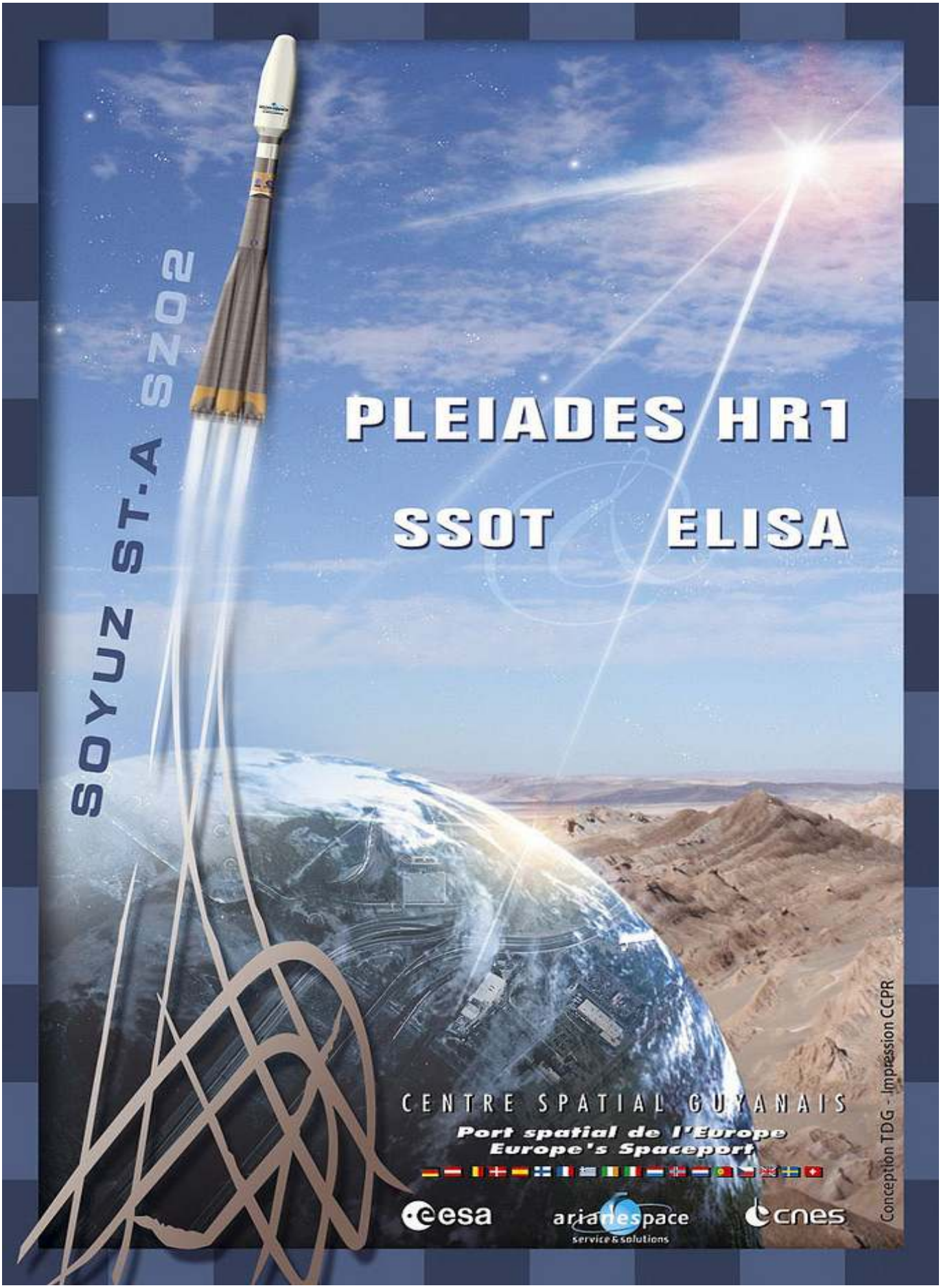
A tabela seguinte mostra os satélites da série IGS lançados até à data.

Designação	Designação NORAD	Designação Internacional	NORAD	Data Lançamento	Hora UTC	Veículo Lançador
Optical-1	IGS-1A	2003-009A	27698	28-Mar-03	01:27:00	H-2A/2024 (F5)
Radar-1	IGS-1B	2003-009B	27699			
Optical-2	IGS-2A	2003-F02	-	29-Nov-03	04:33:00	H-2A/2024 (F6)
Radar-2	IGS-2B	2003-F02	-			
Optical-2	IGS-3A	2006-037A	29393	11-Set-06	04:35:00	H-2A/202 (F10)
Radar-2	IGS-4A	2007-005A	30586	24-Fev-07	04:41:00	H-2A/202 (F12)
Optical Demo-3	IGS-4B	2007-005B	30587			
Optical-3	IGS-5A	2009-066A	36104	28-Nov-09	01:21:00	H-2A/202 (F16)
Optical-4	IGS-6A	2011-050A	37813	23-Set-11	04:36:50	H-2A/202 (F19)
Radar-3	IGS-7A	2011-075A	37954	12-Dez-11	01:21:00	H-2A/202 (F20)

Lançamento do satélite IGS-6A

Após o lançamento do satélite IGS-6A a 23 de Setembro de 2011, surgiram notícias de que o Japão iria lançar um novo satélite de observação ainda antes do final do ano. O lançamento esteve originalmente previsto para ter lugar a 11 de Dezembro no início de uma janela de lançamento entre as 0100UTC e as 0300UTC. Porém, devido à condições atmosféricas desfavoráveis, o lançamento seria adiado por 24 horas com uma nova janela de lançamento entre as 0121UTC e as 0135UTC do dia 12 de Dezembro.

O foguetão seria transportado desde o edifício de integração e montagem às primeiras horas do dia 12 e com a contagem decrescente a decorrer sem problemas, o lançamento teria lugar às 0121UTC. A missão decorreu sem qualquer problema, não sendo revelados dados acerca do lançamento e dos parâmetros orbitais do satélite.


SOYUZ ST-A SZ02
PLEIADES HR1
SSOT ELISA
CENTRE SPATIAL GUYANAIS
Port spatial de l'Europe
Europe's Spaceport
esa
arianespace
service & solutions
cnes
Conception TDG - Impression CCPR

Segundo Soyuz-ST de Kourou

Após o sucesso do lançamento inicial a 21 de Outubro com o lançamento de dois satélites Galileo, a Arianespace levou a cabo o segundo lançamento de um foguetão Soyuz-ST desde a Guiana Francesa colocando em órbita seis satélites militares a 17 de Dezembro de 2011 e utilizando a versão Soyuz-STA.

14A14 Soyuz-2, evolução

O foguetão 14A14 Soyuz-2 representa a mais recente evolução do épico míssil balístico intercontinental R-7 desenvolvido por Sergei Korolev nos anos 50 do século passado. O novo lançador apresenta motores melhorados, modernos sistemas aviónicos digitais e uma reduzida participação de componentes de fabrico não russo.

O lançador é também conhecido pela designação Soyuz-ST e foi especialmente desenhado para uma utilização comercial aumentando a sua performance geral apesar de o desenho básico do veículo permanecer o mesmo. As alterações foram realizadas ao nível de uma melhoria da performance dos motores do primeiro e do segundo estágio com novos injectores e alteração da mistura dos propolentes; aumento na performance do terceiro estágio; introdução de um novo sistema de controlo permitindo uma alteração do plano orbital já durante o voo[15]; introdução de um novo sistema de telemetria digital para a monitorização do lançador e a introdução de uma nova ogiva de protecção de carga com um diâmetro de 3,6 metros.

O foguetão 14A14 Soyuz-2 pode ser equipado com um quarto estágio, nomeadamente o estágio Fregat, utilizando as carenagens de protecção do tipo ST e SF.

Este lançador é capaz de colocar uma carga de 7.800 kg numa órbita terrestre a 240 km de altitude com uma inclinação de 51,80º. No lançamento desenvolve uma força de 4.144.700 kN. A sua massa total é de 310.000 kg, o seu diâmetro no estágio principal é de 2,95 metros e o seu comprimento total é de 43,40 metros.

O primeiro estágio do 14A14 Soyuz-2 é composto pelos quatro propulsores laterais (Blok B, V, G e D) com uma massa bruta de 44.400 kg, tendo uma massa de 3.810 kg sem combustível. Cada propulsor tem um motor RD-107A (14D22) que desenvolve uma força de 1.021.097 kN (vácuo), com um Ies 310 s e um Tq de 120 s. Têm um comprimento de 19,60 metros, um diâmetro de 2,69 metros e consomem LOX e querosene.

O segundo estágio (Blok-A) tem um comprimento de 27,80 metros, um diâmetro de 2,95 metros, um peso bruto de 105400 kg e um peso sem combustível de 6.975 kg. Está equipado com um motor RD-108A que no lançamento desenvolve 999.601 kgf (vácuo), com um Ies de 311 s e um Tq de 286 s. Consome LOX e querosene.

[15] Todas as versões anteriores dos lançadores derivados do R-7 eram lançadas com uma trajectória fixa na qual a mesa da plataforma de lançamento rodava, sendo colocada no azimute de voo pretendido.

Lançamento	Data	Hora UTC	Versão	N.º Série	Local Lançamento	Carga
2009-049	17-Set-09	15:55:08	1B/Fregat	002/1014	Baikonur LC31 PU-6	Meteor-M (35865 2009-049A) Sterkh-2 (35866 2009-049B) IRIS (35867 2009-049C) Universitetskiy-Tatyana-2 (35868 2009-049D) UGATUSAT (35869 2009-049E) Sumbandila 35870 2009-049F) BLITS (35871 2009-049G)
2010-053	19-Out-10	17:10:59	1A/Fregat	Б15000-009/1023	Baikonur LC31 PU-6	Globalstar-73 (37188 2010-053A) Globalstar-74 (37189 2010-053B) Globalstar-75 (37190 2010-053C) Globalstar-76 (37191 2010-053D) Globalstar-77 (37192 2010-053E) Globalstar-79 (37193 2010-053F)
2010-058	2-Nov-10	00:58:39	1A/Fregat	167/1022	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Meridian-3 (37212 2010-058A)
2011-009	26-Fev-11	03:07:00	1B/Fregat	77024208/1035	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Cosmos 2471 (37372 2011-009A)
2011-018	4-Mai-11	17:41:33	1A/Fregat	230/1028	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Meridian-4 (37398 2011-018A)
2011-033	13-Jul-11	2:27:04	1A/Fregat	IO15000-008/1024/ST23	Baikonur LC31 PU-6	Globalstar-M082 (37739 2011-033A) Globalstar-M088 (37740 2011-033B) Globalstar-M091 (37741 2011-033C) Globalstar-M085 (37742 2011-033D) Globalstar-M081 (37743 2011-033E) Globalstar-M089 (37744 2011-033F)
2011-055	2-Out-11	00:15:14	1B/Fregat	7x0xx209/1045	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Cosmos 2474 (37829 2011-055A)
2011-060	20-Out-11	10:34:26	ST-B/Fregat	Б15000-001/1030/VS01	CSG Kourou ELS	Galileo IOV-1 PFM 'Thijis' (37846 2011-060X) Galileo IOV-1 FM2 'Natalia' (37847 2011-060X)
2011-076	17-Dez-11	02:03:48	ST-A/Fregat	Б15000-002/1021/VS02	CSG Kourou ELS	ELISA-W11 (38007 2011-076A) ELISA-E24 (38008 2011-076B) ELISA-W23 (38009 2011-076C) ELISA-E12 (38010 2011-076D) SSOT Fasat-Charlie (28011 2011-076E) Pléiades-1 (38012 2011-076F)
2011-F04	23-Dez-11	12:08:10	1B/Fregat	7x00xx164/1042	GIK-1 Plesetsk LC43/4	14Ф112 Meridian-15Л

	RD-0110	RD-0124
Força vácuo (kN)	298,03	294,3
Impulso específico (s)	326	359
Pressão na câmara de combustão (MPa)	6,8	15.53
Massa (kg)	408	450

O terceiro estágio (Blok-I) tem um comprimento de 6,74 metros, um diâmetro de 2,66 metros, um peso bruto de 25.200 kg e um peso sem combustível de 2.355 kg. Está equipado com um motor RD-0110 que no lançamento desenvolve 294.000 kgf (vácuo), com um Ies de 359 s e um Tq de 300 s. Consome LOX e querosene.

As modificações introduzidas no novo lançador foram sendo testadas em duas versões do mesmo veículo o 14A14-1A Soyuz-2-1A e o 14A14-1B Soyuz-2-1B. Este último veículo é um lançador a três estágios no qual o motor RD-0124 é já empregado no último estágio.

Com dimensões semelhantes ao motor RD-0110 utilizado nas versões anteriores dos lançadores Soyuz, o motor RD-0124 apresenta como principal diferença a introdução de um sistema de ciclo fechado no qual o gás do oxidante que é utilizado para propulsionar as bombas do motor é então direccionado para a câmara de combustão onde é queimado com restante propolente em vez de ser descartado. Esta melhoria no motor aumenta a performance do sistema e, como consequência, aumenta a capacidade de carga do lançador em 950 kg. Um propolente especial de ignição é utilizado para activar a combustão do motor e são utilizados dispositivos pirotécnicos para controlar o funcionamento do motor. Cada uma das quatro câmaras de combustão pode ser movimentada ao longo de eixos para manobrar o veículo.

Em 1996 tiveram início os testes do motor RD-0124 e foram finalizados em Fevereiro de 2004 nas instalações da *Khimavtomatika* em Voronezh. Nesta altura previa-se que a produção em série do novo motor teria início em 2005. A 27 de Dezembro de 2005 teve lugar outro teste do motor, abrindo caminho para os ensaios em grupo de todo o terceiro estágio do lançador 14A14-B Soyuz-2-1B nas instalações da *NIIKhimMash* em Sergiev Posad.

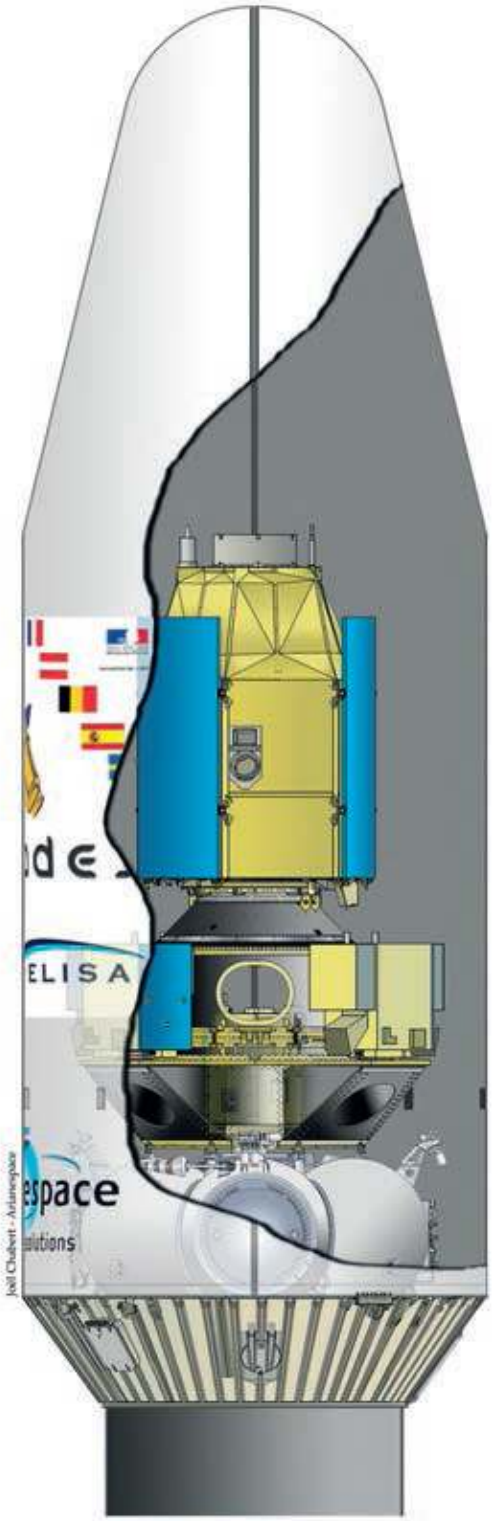
No início de 2005 a *Arianespace* anunciava que a primeira missão de teste do foguetão 14A14-1B Soyuz-2-1B teria lugar desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur para colocar em órbita o satélite astronómico CoRoT. Este lançamento dependeria dos resultados de novos ensaios do motor RD-0124 que tiveram lugar em Março e Abril de 2006. Um último teste teve lugar a 20 de Outubro de 2006 e o satélite CoRoT acabaria por ser lançado a 21 de Dezembro desse ano[16].

O estágio Fregat foi qualificado para voo no ano 2000 e representa um estágio superior flexível e autónomo que foi desenhado para operar como um veículo orbital. O Fregat prolonga as capacidades dos estágios inferiores dos foguetões Soyuz para proporcionar um acesso total a um variado leque de órbitas. Para fornecer ao Fregat uma fiabilidade inicial elevada e acelerar o seu processo de desenvolvimento, vários subsistemas já utilizados em voo e outros componentes de outros veículos e lançadores foram incorporados neste estágio superior.

[16] O satélite CoRoT (29678 2006-063A) foi colocado em órbita ás 1423:38,292UTC do dia 27 de Dezembro de 2006 desde a Plataforma de Lançamento PU-6 do Complexo de Lançamento LC36 (17P32-6) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur por um foguetão 14A14 Soyuz-2.1b/Fregat (001/1013).

O estágio consiste em seis tanques esféricos (quatro tanques de propolentes e dois tanques de sistemas aviónicos) colocados em círculo, com longarinas atravessando ao longo dos tanques para fornecer apoio estrutural. O estágio é independente dos estágios inferiores do lançador, possuindo o seu próprio sistema de orientação, navegação, controlo, detecção e telemetria.

O Fregat utiliza um motor S9.98M que consome propolentes hipergólicos (UDMH e NTO) e pode ser reactivado até 20 vezes em voo, permitindo assim levar a cabo perfis de missões complexas. Pode fornecer uma estabilização nos três eixos espaciais à carga a colocar em órbita ou colocá-la nua situação de estabilização por rotação.



O Fregat pode ser utilizado como estágio superior dos foguetões 11A511U Soyuz-U, 11A511U-FG Soyuz-FG, 14A14-1A Soyuz-2-1A, 14A14-1B Soyuz-2-1B e 11K77 Zenit-3F

A carga da missão VS02

A bordo da missão VS02 seguiram seis satélites: o satélite de observação Plêiades-1, quatro satélites ELISA e o satélite chileno SSOT.

O Plêiades-1 é o primeiro de dois satélites de observação da Terra em alta-resolução. A decisão para a criação deste programa surgiu em resultado de um aprofundado estudo acerca da evolução das necessidades do utilizador. Foi então iniciado um programa de cooperação entre a França e a Itália, tirando partido de todas as capacidades de observação da Terra por parte do CNES, para o desenvolvimento do ORFEO, um sistema duplo de observação terrestre com uma resolução métrica, no qual o Plêiades (França) é o componente óptico e o Cosmo-Skymed (Itália) é o componente de radar.

A componente Plêiades é composta por dois pequenos satélites que fornecem uma resolução espacial no nadir de 0,7 metros e um campo de visão de 20 km. A sua grande agilidade permite uma cesso diário em todo o mundo, o que é uma necessidade crítica para a defesa e aplicações de segurança civil, e uma capacidade de cobertura necessária para o tipo de aplicações de cartografia em escales melhores do que aquelas acessíveis à família de satélites SPOT. Além do mais, os satélites Plêiades têm uma capacidade de aquisição estereoscópica para cumprir as necessidades especiais da cartografia, de forma notável nas regiões urbanas, e para proporcionar a informação completa dada pela fotografia aérea.

Em relação aos constrangimentos do acordo franco-italiano, foram estabelecidos acordos de cooperação com a Suécia, Bélgica, Espanha e Áustria, em relação à componente óptica do Plêiades.

Com uma massa de 970 kg no lançamento, os satélites Plêiades são baseados no modelo AstroSat-1000 da *Astrium* que é responsável por todas as funções do satélite dedicadas ao seu controlo e monitorização, bem como o tratamento de dados e

transmissões, sendo também responsável pelo desenvolvimento do software e validação do satélite. A empresa *Alcatel Space* é responsável pelos instrumentos de observação de alta-resolução e telemetria de imagens. O satélite está equipado com três painéis solares que fornecem energia que é armazenada em baterias. O seu tempo de vida útil será de cinco anos.

O contrato para o lançamento dos satélites Plêiades foi assinado com a Arianespace a 4 de Janeiro de 2005. Na altura o primeiro satélite estava previsto para ser colocado em órbita em 2008 e o segundo satélite em 2009.

Os quatro satélites ELISA (*ELectronic Intelligence by SAtellite*) são baseados na plataforma Myriade da EADS Astrium e fazem parte de um projecto de demonstração pela agência de defesa francesa DGA. Os satélites têm como função preparar o caminho para o futuro programa operacional ROEM, de inteligência electrónica, para mapeamento das posições de radar e de outros transmissores em todo o mundo e determinação das suas características técnicas. O programa irá tentar atingir duas necessidades: a manutenção de bases de dados para a actualização de guerra electrónica, e detecção e monitorização de actividades durante as operações.

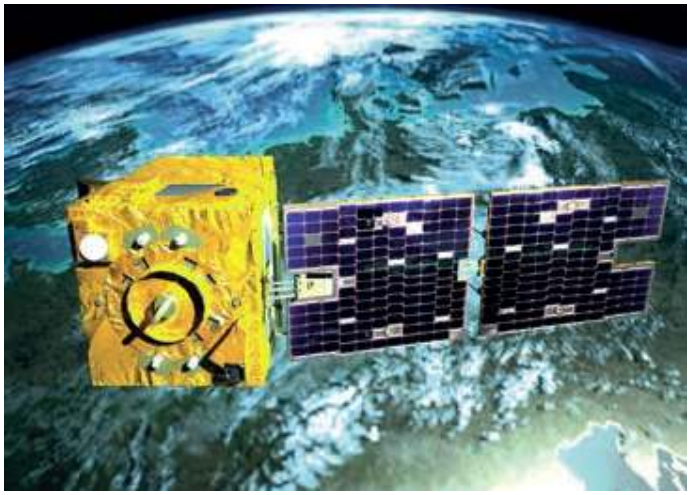
Os satélites envolvem a utilização de carga de inteligência electrónica a bordo dos quatro satélites baseados no micro-satélite Myriade. Colocados numa órbita terrestre baixa a poucos quilómetros uns dos outros, os satélites irão registar os sinais detectados. Quando se faz a combinação das medições armazenadas por cada satélite, será possível localizar e caracterizar a fonte de cada sinal.

O segmento do solo é composto por duas unidades ligadas, sendo uma para o controlo dos satélites e transmissão dos horários operacionais, e a outra para a preparação dos horários e processamento das medições.

Cada satélite tem uma massa de 120 kg e o seu tempo operacional deverá ser superior a três anos.

A principal empresa industrial é um consórcio entre a *EADS Astrium SAS* e a *Thales Systèmes Aéroportés SA*. O contrato para o lançamento dos quatro satélites ELISA foi assinado com a Arianespace a 11 de Setembro de 2007, com o lançamento previsto na altura para finais de 2009.

O contrato para o desenvolvimento do sistema SSOT (*Sistema Satelital para Observación de la Tierra*) do Chile foi assinado em Agosto de 2008 entre o Ministério da Defesa do Chile e a EADS Astrium. Este sistema é composto por um satélite de observação da Terra em alta resolução e o segmento do solo que lhe é associado, além de um programa completo de treino e de parceria. O satélite SSOT, também denominado Fasat-Charlie, foi desenhado, construído, integrado e testado pela Astrium.



Este sistema irá permitir ao Chile a obtenção de imagens de alta qualidade para serem utilizadas numa grande variedade de aplicações tanto na área da defesa como em áreas civis: cartografia, gestão de agricultura, florestação, água, recursos minerais e petrolíferos, protecção de plantações, resposta aos desastres naturais, planeamento urbano, etc.

Tendo por base as plataformas AstroSat-1000 e Myriadr, o satélite tem uma massa de 117 kg e está equipado com uma carga de última geração para o fornecimento de imagens com uma resolução de 1,45 metros em modo pancromático e 5,8 metros em cada uma das quatro bandas de cores em modo multiespectral.

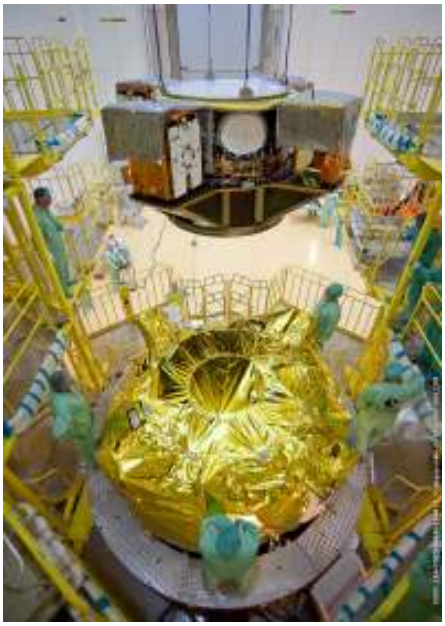
O contrato para o lançamento do SSOT foi assinado com a Arianespace a 20 de Dezembro de 2008 e na altura o lançamento estava previsto para o primeiro semestre de 2010.

A missão VS02 assinalou a primeira utilização da estrutura ASAP-S que facilita a integração das cargas auxiliares nos lançadores Soyuz-ST. Para este seu voo inaugural, o ASAP-Stransportou o satélite Plêiades na posição central no topo da plataforma. O satélite SSOT estava instalado por debaixo do Plêiades, enquanto que os quatro satélites ELISA estavam acomodados nas plataformas de montagem laterais.

Lançamento da missão VS02

Os preparativos para esta missão tiveram início em meados de Outubro de 2011 com a inspecção inicial do estágio superior Fregat (1021). Entretanto a integração dos diferentes estágios do foguetão Soyuz-STA (Б15000-002) começaram a ser integrados a 19 de Outubro. Este procedimento começou com a integração das secções superior e inferior do estágio central (Blok-A) em suportes horizontais alinhados no chão ao nível do sistema de carris no interior do edifício de integração e montagem MIK. Após a integração destas duas secções, procedeu-se à acoplagem dos quatro propulsores laterais do lançador com os dois primeiros propulsores a serem integrados nos dias 30 e 31 de Outubro e os restantes dois a 1 e 2 de Novembro.

Após a montagem dos restantes propulsores, o foco das atenções passaram para a Sala S3B do MIK onde se procedia à preparação do estágio Fregat. A 8 de Novembro haviam terminado todas as inspecções e preparações, e o estágio estava pronto para ser abastecido com os propolentes e gases de pressurização necessários para a sua missão. Ao mesmo tempo, decorriam os preparativos com a carga que seria transportada a bordo da missão. A 23 de Novembro o satélite Plêiades estava pronto para o lançamento e para o seu abastecimento e integração na estrutura ASAP-S. Após a finalização do seu processamento, o estágio Fregat foi transferido para a plataforma de integração na qual seria integrado com as cargas.



Ao mesmo tempo que se fazia o processamento e preparação das cargas e do estágio superior, procedia-se à integração do estágio Blok-I no lançador. Este procedimento, que ocorreu no interior do MIK, abriu caminho para a transferência do veículo para a plataforma de lançamento. Esta transferência é feita com o foguetão na posição horizontal tal como acontece em todos os lançamentos dos foguetões Soyuz. O veículo abandona o MIK e é transportado por via-férrea até à plataforma de lançamento. Depois de ser colocado na posição vertical procede-se à deslocação da plataforma de serviço que será necessária para a montagem da parte superior do foguetão que alberga o estágio Fregat e os satélites.

O transporte do foguetão Soyuz-STA (Б15000-002) para a plataforma de lançamento ocorreu a 11 de Dezembro e já na plataforma de lançamento, o foguetão aguardou a chegada do sistema compósito superior que ocorreu a 12 de Dezembro. O sistema compósito é transportado sobre uma pequena galera e após chegar à plataforma de lançamento é elevada por um guindaste até à sala estéril onde se dá a integração com o estágio Blok-I. Esta é a maior diferença entre o processamento dos foguetões Soyuz no Cosmódromo de Baikonur e de Plesetsk e no CSG Kourou. Nos cosmódromos russos a integração do lançador é feita na totalidade na posição horizontal.

A 15 de Dezembro teve uma reunião entre os principais responsáveis pelos preparativos dos diferentes elementos do lançador, do centro espacial e dos satélites, onde foram analisados os preparativos para o lançamento. No final desta reunião foi dada luz verde para se prosseguir com os preparativos para o lançamento. A autorização final surgiria numa outra reunião que teria lugar no dia do lançamento e que iria autorizar o abastecimento do foguetão. O lançamento deveria ter lugar precisamente às 0203:08UTC do dia 17 de Dezembro.

O abastecimento do lançador foi iniciado às 2203UTC do dia 16 de Dezembro terminando às 0018UTC do dia 17 de Dezembro. Pelas 0103UTC procedia-se à remoção da torre móvel de serviço. O início da sequência sincronizada do lançador teve lugar às 0157:38UTC e o estágio Fregat começava a utilizar as suas fontes internas de energia pelas 0158:48UTC.

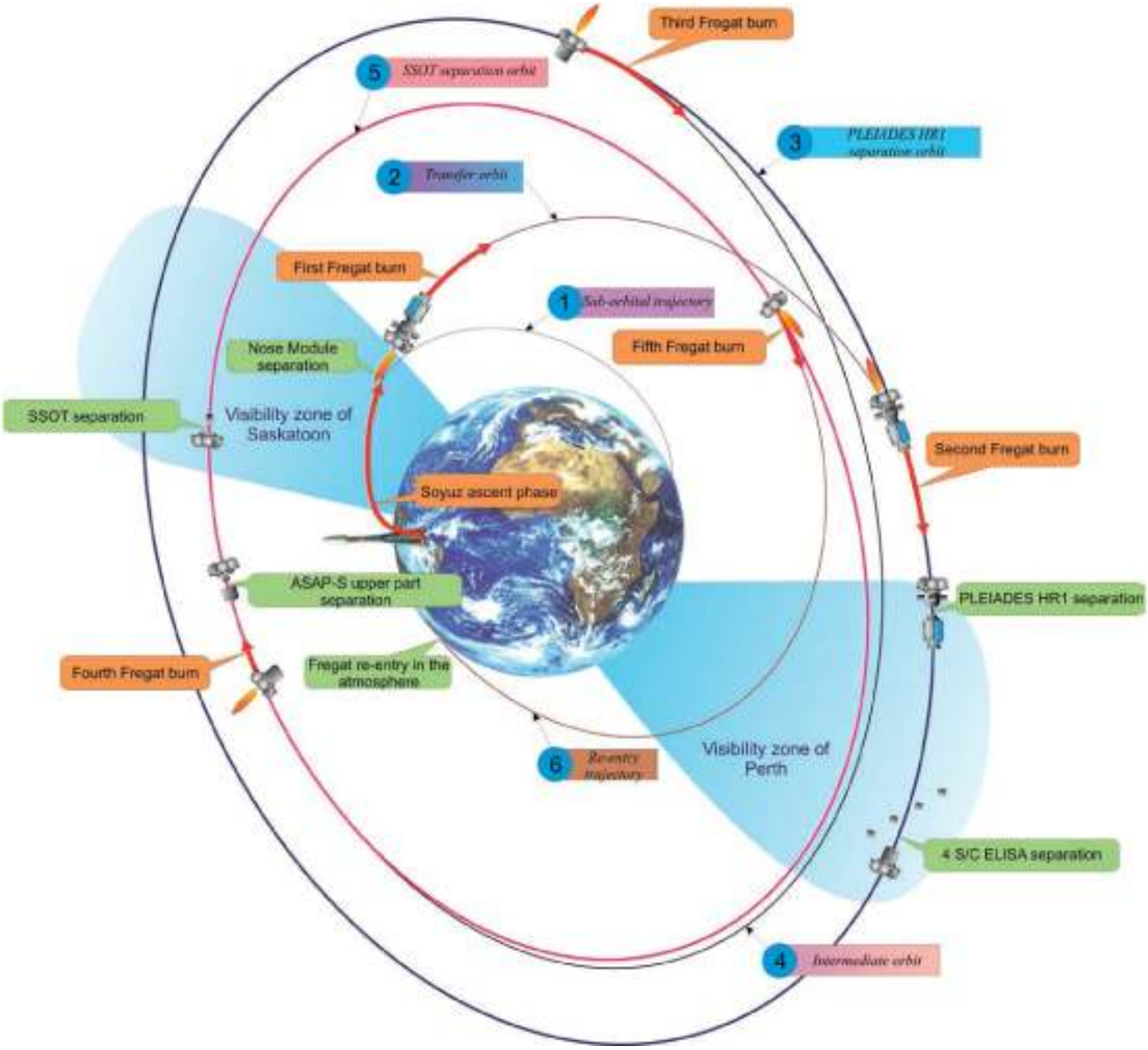
esa
pleiades
©2011 ESA-CNES-ARIANESPACE / Optique vidéo du CSG - P BAUDON

VS 02 • Pléiades 1A - ELISA - SSOT - December 16th 2011
©2011 ESA-CNES-ARIANESPACE / Photo Optique Vidéo CSG

O mastro umbilical que fazia a ligação com o sistema compósito superior separava-se a T-2m 25s (0201:23UTC) e o mastro inferior da plataforma de lançamento era recolhido às 0203:28UTC, seguindo-se a ignição dos motores dos propulsores laterais e do estágio central às 0203:31UTC. O nível de força preliminar era atingido dois segundos mais tarde e a potência máxima três segundos antes do lançamento que ocorria às 0203:48UTC.

O final da queima e separação dos quatro propulsores laterais ocorreu às 0205:46UTC seguindo-se a separação da carenagem de protecção às 0207:17UTC e o final da queima e separação do estágio central às 0208:35UTC. Nesta altura entrava em ignição do estágio Blok-I que terminaria a sua queima e separava-se às 0212:35UTC com o estágio Fregat a iniciar a sua primeira queima um minuto mais tarde. Esta queima terminaria pelas 0217:15UTC, dando início à fase balística do voo. A segunda queima do estágio Fregat teria lugar entre as 0245:44UTC e as 0249:53UTC.

O primeiro satélite a separar-se da estrutura ASAP-S foi o Plêiades-1 às 0258:48UTC seguindo-se os quatro satélites ELISA de forma simultânea às 0302:53UTC.



O estágio Fregat executaria ainda mais duas queimas entre as 0407:13UTC e as 0407:25UTC e entre as 0512:25UTC e as 0512:35UTC. Antes da separação do satélite SSOT ocorria a separação da estrutura ASAP-S às 0515:55UTC e às 0529:48UTC ocorria a separação do satélite chileno SSOT.

China lança satélite de comunicações para a Nigéria

Em Dezembro de 2004 a Nigéria assinava um contrato de desenho, construção e lançamento de um satélite de comunicações, o NigComSat-1, com a Corporação Industrial Grande Muralha da China. O satélite foi baseado na plataforma DFH-4 e estava equipado com 4 repetidores de banda C, 14 repetidores de banda Ku, 8 repetidores de banda Ka e 2 repetidores de banda L. O satélite seria colocado em órbita com sucesso a 13 de Maio de 2007, porém em Abril de 2008 o satélite deixava de receber energia de um dos seus painéis solares e sete meses mais tarde falhava por completo devido a um erro técnico no outro painel solar, sendo declarado irrecuperável e enviado para uma órbita «cemitério» a 10 de Novembro de 2008.

Um contrato para a construção de um satélite de substituição, o NigComSat-1R, foi assinado a 24 de Março de 2009. Este contrato sublinhou as relações entre a China e a Nigéria e o NigComsat-1R seria desenvolvido sem qualquer custo para o país africano adiantando ainda o desenvolvimento dos satélites NigComSat-2 e NigComSat-3 que serão colocados em órbita em 2014 e 2015/2016, respectivamente.

O NigComSat-1R e o modelo DFH-4

Tal como o NigComSat-1, o NigComSat-1R foi construído tendo por base o modelo DFH-4 desenvolvido pela Academia de Tecnologia Espacial da China, uma subsidiária da Corporação de Tecnologia e Ciência Aeroespacial da China, e está equipado com 4 repetidores de banda C, 14 repetidores de banda Ku, 8 repetidores de banda Ka e 2 repetidores de banda L. O satélite ocupa a posição 42,5º Este (que atingiu às 1100UTC do dia 27 de Dezembro de 2011). No lançamento a sua massa era de 5.150 kg e o seu tempo de vida útil será de 15 anos.

O satélite, cobrindo a zona central, ocidental e sul do continente africano, a Europa Central e de Leste e uma área da Ásia Central, será principalmente aplicado à transmissão de comunicações, serviços de multimédia de banda larga, serviços de navegação, etc. que irão melhorar a infra-estrutura nacional da Nigéria e beneficiar a sua população que vive em áreas rurais. Para alargar a operacionalidade e o mercado do NigComSat-1R, foi adicionado o denominado Ku Kashi Beam, uma cobertura centrada numa zona localizada entre o Este do Afeganistão e o Oeste da China (sendo Kashi uma cidade na província chinesa de Xinjiang). O NigComSat-1R será também utilizado para as comunicações entre a China e a Nigéria.

O NigComSat-1R representou o quarto contrato para o desenvolvimento de um satélite de comunicações assinado entre a Corporação Industrial Grande Muralha da China e clientes internacionais. Ao se identificar o problema e analisar o modo de falha, foram levados a cabo variados melhoramentos tendo por base testes e experiências que foram aplicadas no novo satélite, aumentando assim a sua fiabilidade.

A plataforma DFH-4 (DongFangHong-4) é uma grande plataforma de satélite de comunicações da nova geração, mantendo a sua capacidade em fornecimento de energia e capacidade de comunicações comparável aos níveis das outras plataformas internacionais.

As aplicações da DFH-4 não estão limitadas à retransmissão de alta potência em satélites de comunicações, podendo ser utilizada em satélites de detecção e retransmissão de dados, satélites de comunicações móveis regionais, etc. A plataforma é composta por um módulo de propulsão, um módulo de serviço e dois paneis solares. Possui uma capacidade de carga de 588 kg e um fornecimento de energia de 10,5 kW no final da sua vida útil de 15 anos. O seu tempo de vida útil, a sua fiabilidade, os seus princípios de prontidão e a sua tecnologia madura, fazem da plataforma DFH-4 um modelo avançado a nível internacional capaz de atingir as necessidades dos grandes mercados de comunicações internacionais e domésticos.

De forma geral as plataforma DFH-4 estão equipadas com 22 repetidores de banda Ku (quatro repetidores de 54 MHz e 18 repetidores de 36 MHz), 3 antenas de recepção e 2 antenas de transmissão. A plataforma pode suportar a transmissão de 150 a 200 programas de TV de forma simultânea para os utilizadores no solo equipados com antenas de 0,45 metros de diâmetro. A plataforma também está equipada com fortes capacidades contra interferências hostis. O fornecimento de energia ao satélite inclui dois painéis solares com um comprimento de seis metros.

Satélite	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora UTC	Veículo Lançador
XinNuo-2 'SinoSat-2'	2006-048A	29516	29-Out-06	16:20:52	CZ-3B Chang Zheng-3B (Y7)
NigComSat-1	2007-018A	31395	13-Mai-07	16:01:03	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y9)
Simon Bolivar 'VENESAT-1'	2008-055A	33414	29-Out-08	16:53:53	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y12)
ZX-6A ZhongXing-6A	2010-042A	37150	04-Set-10	16:14:04	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y13)
ZX-10 ZhongXing-10	2011-026A	37677	20-Jun-11	16:13:04	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y20)
PakSat-1R	2011-042A	37779	11-Ago-11	16:15:04	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y19)
ZX-1A ZhongXing-1A	2011-047A	37804	18-Set-11	16:33:04	CZ-3B Chang Zheng-3B (Y16)
NigComSat-1R	2011-077A	38013	19-Dez-11	16:41:04	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y21)
ZX-9A ZhongXing-9A			2013		CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E
LaoSat-1			??-Jul-2013		CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E
ZX-13 ZhongXing-13			2013		CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E
Túpac Katari 'TKSat-1'			2014		CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E
BelarusSat-1			??-Mar-14		CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E
TurkmenSat			2014		CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E

中新網
Chinanews.com

O foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B

O foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B representa uma evolução em relação ao lançador orbital CZ-3A Chang Zheng-3A, sendo um dos veículos mais potentes disponíveis pela China. O CZ-3B é um lançador a três estágios auxiliados por quatro propulsores laterais de combustível hipergólico, possuindo uma grande capacidade de carga para a órbita de transferência para a órbita geossíncrona utilizando para tal tanques de propolente mais largos e uma maior ogiva.

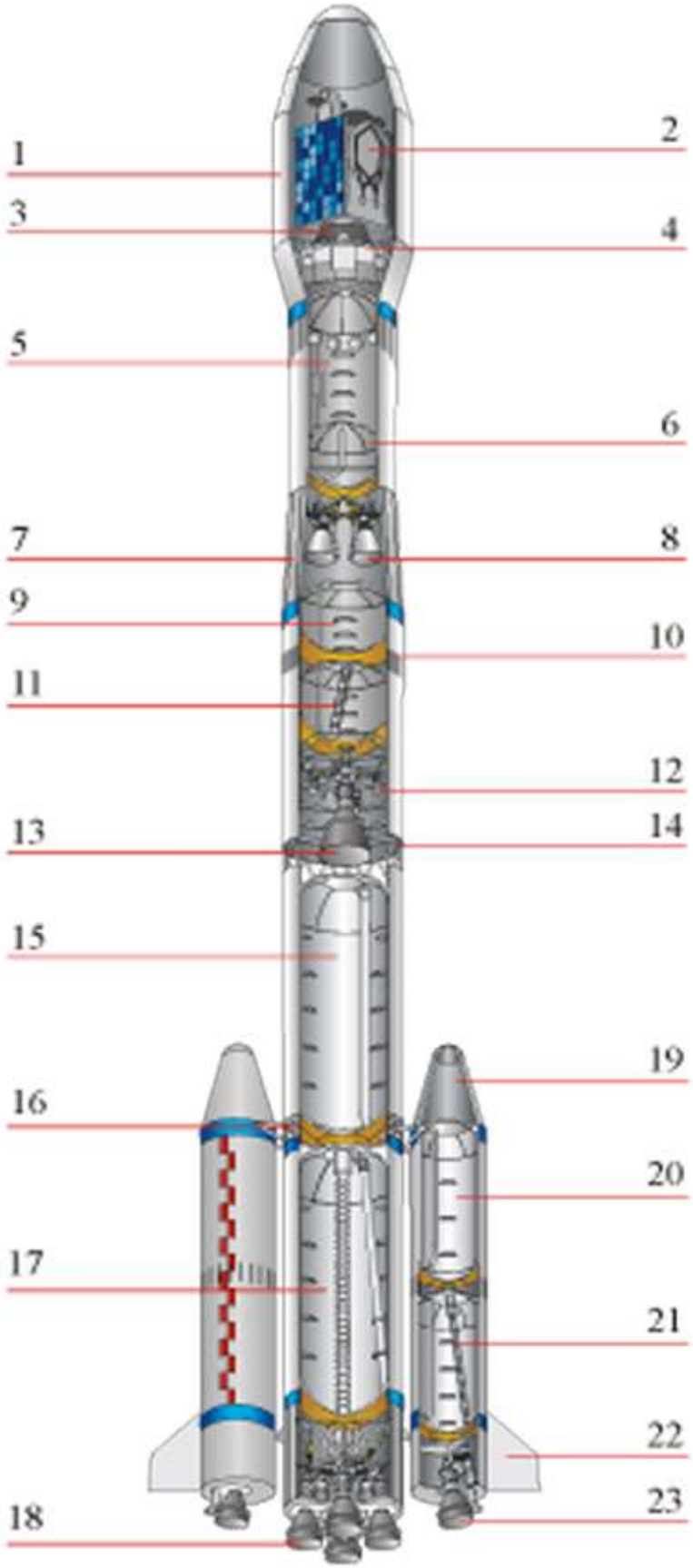
A Academia Chinesa de Tecnologia de Veículos Lançadores (CALT) iniciou o desenho do CZ-3A Chang Zheng-3A em meados dos anos 80. O CZ-3A é um veículo lançador a três estágios com uma capacidade de 2.600 kg para a órbita de transferência para a órbita geossíncrona. O seu terceiro estágio utiliza propolentes criogénicos, isto é hidrogénio e oxigénio líquido. A capacidade do CZ-3B para a órbita de transferência para a órbita geossíncrona atinge os 5.100 kg ao utilizar quatro propulsores laterais e um segundo estágio mais alongado. O CZ-3B proporciona quatro tipos de carenagens de protecção e quatro tipos distintos de interfaces de carga que proporcionam assim aos utilizadores mais flexibilidade.

As principais características do CZ-3B estão assinaladas na seguinte tabela.

Estágio	**Propulsores laterais**	**Primeiro estágio L-180**	**Segundo estágio L-35**	**Terceiro estágio H-18**
Massa no lançamento (kg)		426.000		
Propolente	N_2O_4/UDMH			LOX/LH_2
Massa do Propolente (kg)	37.746 (x4)	171.775	49.605	18.193
Massa do estágio (kg)	41.000 (x4)	179.000	55.000	21.000
Motor	DaFY5-1 (YF-20B)	DaFY6-2 (YF-20B)	DaFY20-1 (Principal) DaFY21-1 (vernier) (YF-22A/23A)	YF-75
Força (kN)	740,4 (x4)	2.961,6	742 (Principal) 11,8 x 4 (vernier)	4.312
Impulso específico (s)	291	189	297	440
Impulso específico nível do mar (s)	261	259	260	-
Tempo de queima (s)	128	155	110	470
Diâmetro (m)	2,25	3,35	3,35	3,0
Comprimento (m)	15,326	23,272	9,943	12,375
Comprimento carenagem (m)	9,56			
Diâmetro carenagem (m)	4,0			
Comprimento total (m)	54,838			

O sistema do CZ-3B é composto pela estrutura do foguetão lançador, sistema de propulsão, sistema de controlo, sistema de telemetria, sistema de rastreio e segurança, sistema de controlo de atitude e de gestão de propolente na fase orbital não propulsiva, sistema de utilização de propolente criogénico, sistema de separação e sistema auxiliar.

A estrutura do foguetão actua de forma a suportar as várias cargas internas e externas no lançador durante o transporte, elevação (colocação na plataforma de lançamento) e voo. A estrutura do foguetão também combina todos os subsistemas em conjunto. A estrutura do foguetão é composta pelos propulsores, primeiro estágio, segundo estágio, terceiro estágio e carenagem de protecção. A figura na página seguinte mostra a configuração do foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B.



1. Ogiva
2. Carga
3. Adaptador de carga
4. Secção de equipamento
5. Tanque de hidrogénio líquido
6. Tanque de oxigénio líquido
7. Secção interestágio
8. Motor do 3º estágio
9. Tanque de oxidante 2º estágio
10. Secção inter-tanque
11. Tanque combustível 2º estágio
12. Motor vernier 2º estágio
13. Motor principal 2º estágio
14. Secção inter-estágio
15. Tanque de oxidante 1º estágio
16. Secção inter-tanque
17. Tanque combustível 1º estágio
18. Motor 1º estágio
19. Ogiva do propulsor
20. Tanque oxidante propulsor
21. Tanque combustível propulsor
22. Estabilizador
23. Motor propulsor

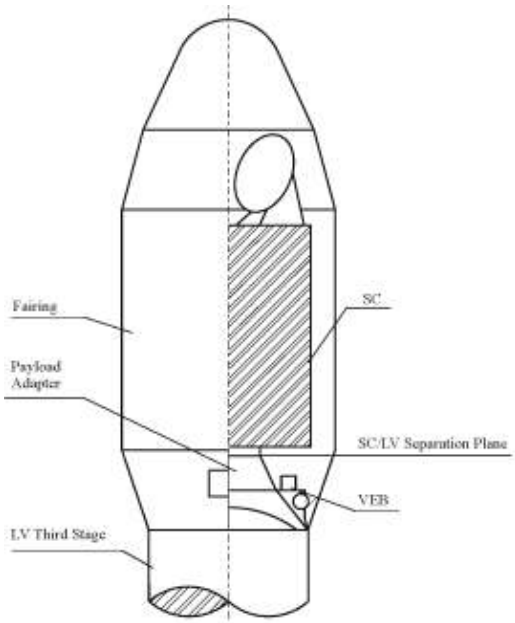
Cada propulsor lateral é composto pela zona frontal, tanque de oxidante, zona inter-tanque, tanque de combustível, secção posterior, secção de cauda, estabilizador, válvulas e condutas, etc.

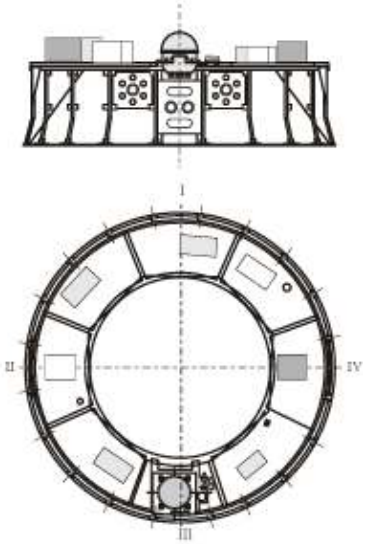
O primeiro estágio é composto pela secção inter-estágio, tanque de oxidante, inter-tanque, tanque de combustível, secção posterior, secção de cauda, válvulas e condutas, etc.

O segundo estágio é composto pelo tanque de oxidante, inter-tanque, tanque de combustível, válvulas e condutas, etc.

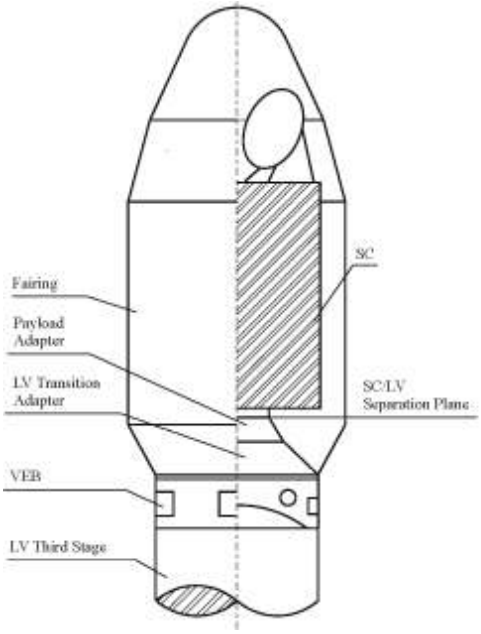
O terceiro estágio contém o adaptador de carga, secção de equipamento e tanque de propolente criogénico. O adaptador de carga faz a ligação física entre a carga e o foguetão CZ-3B e reparte as cargas entre ambos. O anel da interface no topo do adaptador pode ser uma das interfaces standard internacionais 937B, 1194, 1194A ou 1666. A secção de equipamento para o método de introdução da carga na plataforma de lançamento (*Encapsulation-on-pad*) é uma placa circular fabricada numa estrutura metálica em favos de mel onde estão montados os sistemas aviónicos do lançador. Se a carenagem é montada no método BS3, a secção de equipamento será uma estrutura cilíndrica com uma altura de 0,9 metros apoiada no terceiro estágio (As duas figuras seguintes mostram os diferentes tipos de secção de equipamento). O tanque de propolente do terceiro estágio é termicamente isolado com um anteparo comum, tendo uma forma convexa superior no meio. O hidrogénio líquido é abastecido na parte superior do tanque e o oxigénio líquido é armazenado na parte inferior.

A carenagem é composta por uma abóbada, secção bicónica, secção cilíndrica e secção cónica invertida.





VEB (for Encapsulation-on-pad)



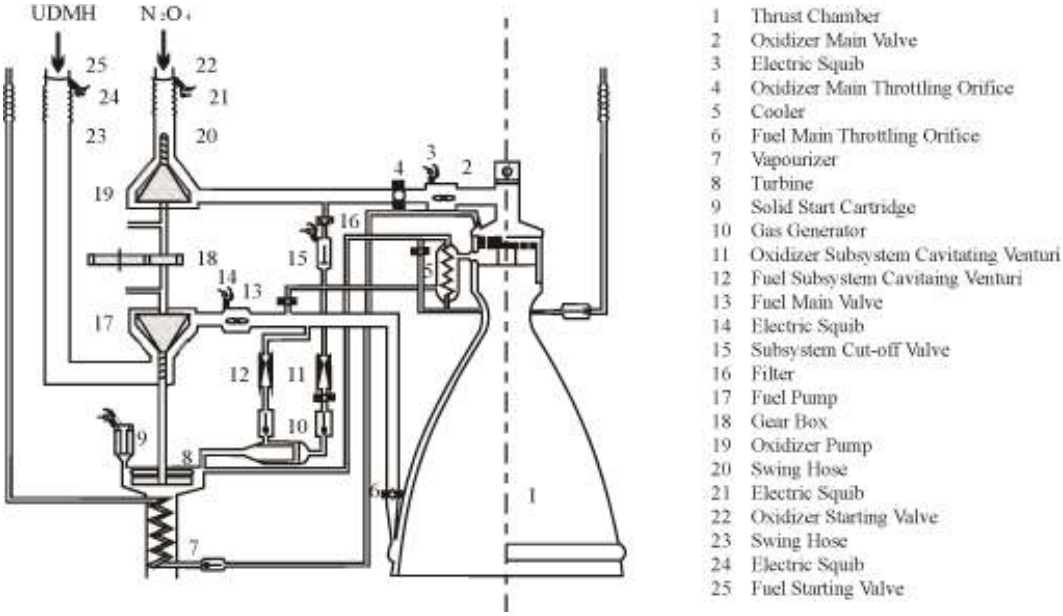
VEB (for Encapsulation-in-BS3)

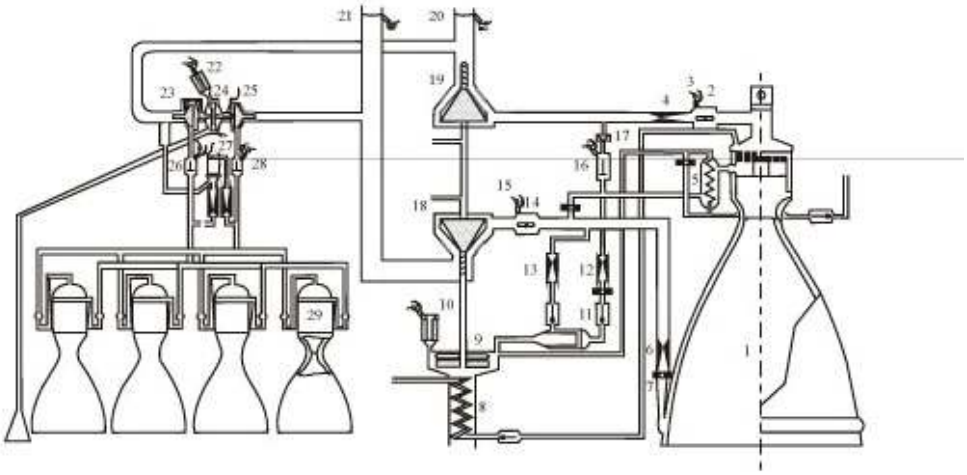
O sistema de rastreio e de segurança mede os dados da trajectória e parâmetros de injecção orbital finais. O sistema também fornece informação para meios de segurança. A auto-destruição do foguetão lançador seria levada a cabo de forma remota caso ocorresse alguma anomalia em voo. O desenho da medição de trajectória e de segurança são integrados em conjunto.

O sistema de controlo de atitude e de gestão de propolente na fase de voo não propulsionada leva a cabo o controlo de atitude e gestão de propolente em órbita e reorienta o lançador antes da separação da carga. Um motor alimentado por hidrazina em pressão trabalha de forma intermitente neste sistema que pode ser accionado repetidamente segundo os comandos recebidos.

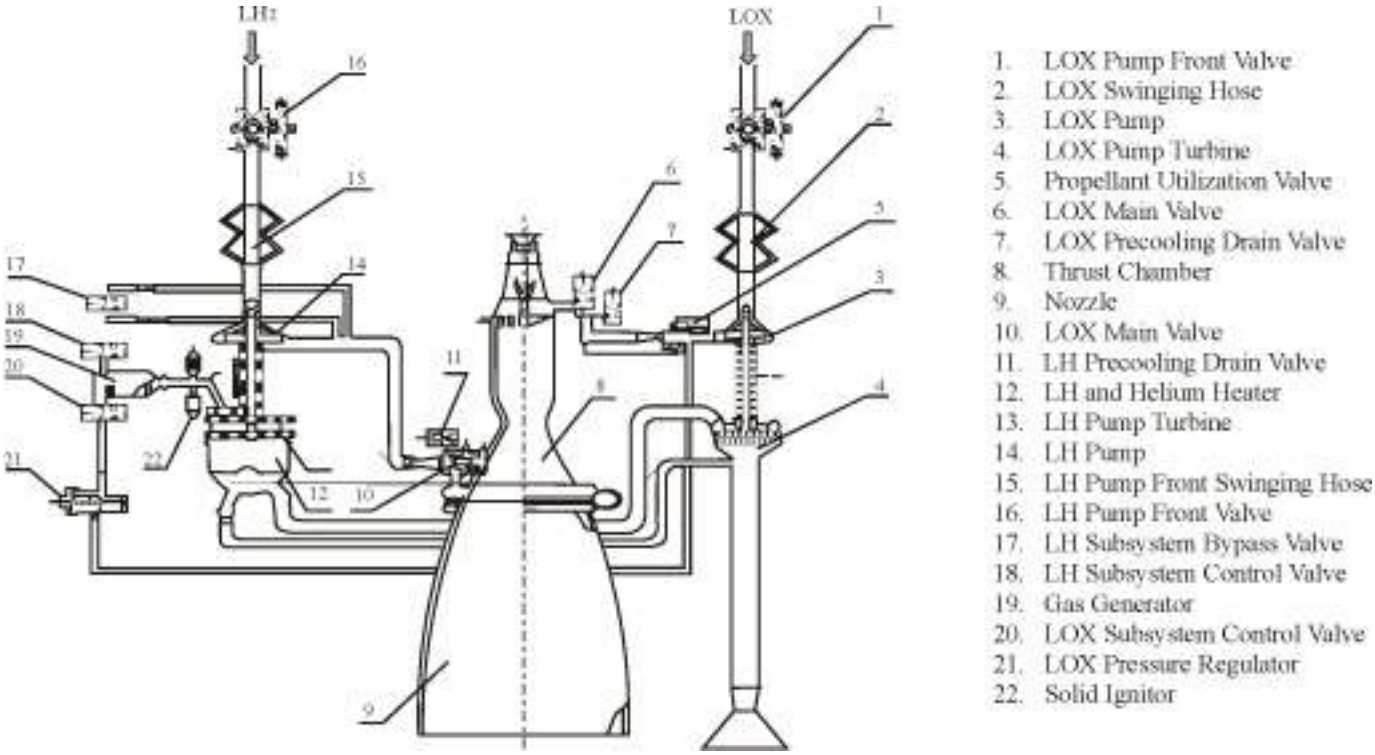
O sistema de utilização dos propolentes criogénicos mede em tempo real o nível de propolentes no interior dos tanques do terceiro estágio e ajusta o nível de consumo de oxigénio líquido para tornar os propolentes residuais numa proporção óptima. O ajustamento é utilizado para compensar o desvio da performance do motor, estrutura da massa, carga de propolente, etc., para o propósito de se obter uma maior capacidade de lançamento. O sistema contém um processador, sensores de nível de propolente e válvulas de ajustamento.

Os seguintes esquemas representam a estrutura dos sistemas de propulsão do primeiro, segundo e terceiro estágios.

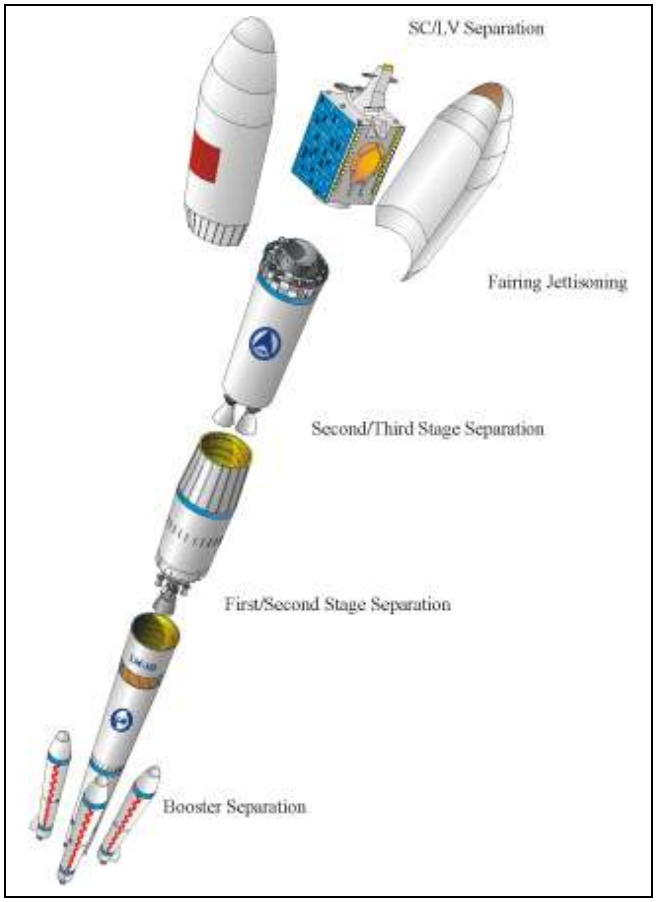




1 Thrust Chamber
2 Oxidizer Main Valve
3 Electric Squib
4 Oxidizer Main Venturi
5 Cooler
6 Fuel Main Venturi
7 Throttling Orifice
8 Vapourizer
9 Turbine
10 Solid Start Catridge
11 Gas Generator
12 Oxidizer Subsystem Venturi
13 Fuel Subsystem Venturi
14 Fuel Main Valve
15 Electric Squib
16 Subsystem Cut-off Valve
17 Filter
18 Fuel Pump
19 Oxidizer Pump
20 Oxidizer Starting Valve
21 Fuel Starting Valve
22 Solid Start Cartridge
23 Oxidizer Pump
24 Turbine
25 Fuel Pump
26 Oxidizer Cut-off Valve
27 Gas Generator
28 Fuel Cut-off Valve
29 Vernier Combustion Chamber

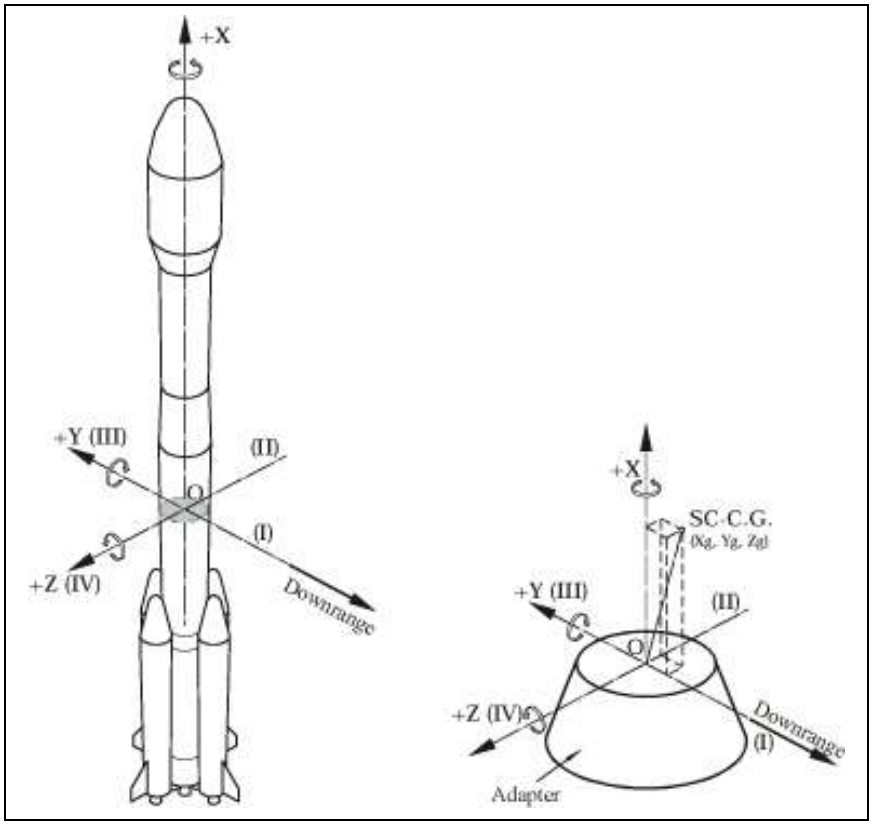


Durante a fase de voo do CZ-3B Chang Zheng-3B existem cinco eventos de separação: a separação dos quatro propulsores laterais, a separação entre o segundo e o primeiro estágio, a separação entre o segundo e o terceiro estágio, a separação da carenagem e a separação entre a carga e o terceiro estágio.



- **Separação dos propulsores** – os propulsores laterais estão acoplados ao primeiro estágio por três piromecanismos localizados na secção frontal e por mecanismos de separação na secção posterior. Quatro pequenos foguetões geram forças de separação para o exterior após a abertura simultânea dos mecanismos de separação.
- **Separação entre o primeiro e o segundo estágio** – a separação entre o primeiro e o segundo estágio é uma separação a quente, isto é o segundo estágio entra em ignição em primeiro lugar e depois o primeiro estágio é separado com a força dos gases de exaustão após o accionamento de 14 parafusos explosivos.
- **Separação entre o segundo e o terceiro estágio** – a separação entre o segundo e o terceiro estágio é uma separação a frio. Os parafusos explosivos são accionados em primeiro lugar e depois pequenos retro-foguetões no segundo estágio são accionados para gerar a força de separação.
- **Separação da carenagem** – durante a separação da carenagem, os parafusos explosivos que ligam a carenagem e o terceiro estágio são accionados em primeiro lugar e depois todos os dispositivos pirotécnicos que ligam as duas metades da carenagem são accionados, com a carenagem a ser separada longitudinalmente. A carenagem volta-se para fora apoiada em dobradiças devido à força exercida por molas.
- **Separação entre a carga e o terceiro estágio** – a carga está fixa com o lançador ao longo de uma banda de fixação. Após a separação, a carga é empurrada pela acção de molas.

O sistema de coordenadas do foguetão lançador (OXYZ) tem origem no centro de massa instantâneo do veículo, isto é no centro de massa integrado da combinação carga / veículo lançador, incluindo o adaptador, propolentes e carenagem, etc., caso seja aplicável. O eixo OX coincide com o eixo longitudinal do foguetão. O eixo OY é perpendicular ao eixo OX e estão no interior do plano de lançamento 180º para lá do azimute de lançamento. Os eixos OX, OY e OZ formam um sistema ortogonal que segue a regra da mão direita.

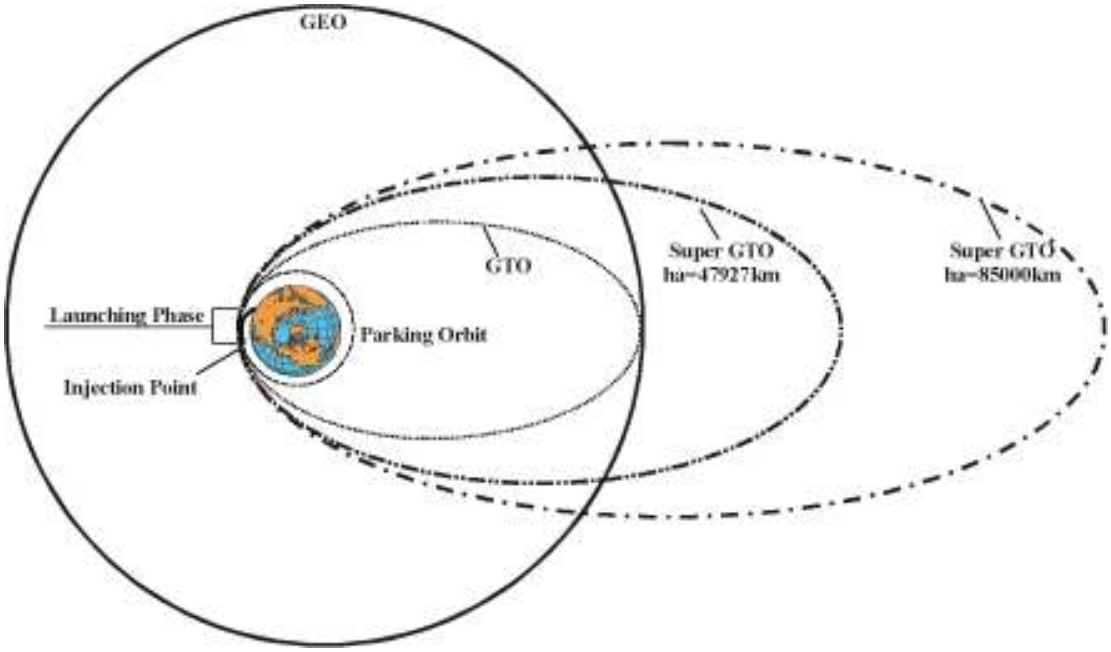


A atitude de voo do eixo do veículo lançador está definida na figura ao lado. O fabricante do satélite define o sistema de coordenadas do satélite. A relação ou orientação entre o veículo lançador e os sistemas do satélite serão determinados ao longo da coordenação técnica para projectos específicos.

Missões que podem ser realizadas pelo CZ-3B

O foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B é um veículo potente e versátil que é capaz de levar a cabo as seguintes missões:

- Transportar cargas para órbitas de transferência para a órbita geossíncrona (GTO). Esta será a função primária do CZ-3B e o objectivo da sua concepção. Após a separação do CZ-3B, o satélite irá transferir-se da órbita GTO para a órbita geossíncrona GEO). Esta é a órbita operacional na qual o período orbital do satélite coincide com o período de rotação da Terra, 24 horas, e o plano orbital coincide com o plano do equador (ver figura em baixo);
- Injectar cargas numa órbita terrestre baixa (LEO) localizada abaixo de uma altitude média de 2.000 km;
- Injectar cargas em órbitas sincronizadas com o Sol (SSO). O plano destas órbitas encontra-se ao longo da direcção de rotação do eixo de rotação da Terra ou aponta para a rotação da Terra em torno do Sol. A velocidade angular do satélite é igual à velocidade angular média da Terra em torno do Sol.
- Lançar sondas espaciais para lá do campo gravitacional da Terra.



Performance do CZ-3B Chang Zheng-3B

No total já foram levadas a cabo 18 lançamentos do CZ-3B (incluindo a versão CZ-3B/E), tendo uma taxa de sucesso de 94,4% (ou 88,9% se assumirmos que o lançamento do Palapa-D foi um lançamento mal sucedido). O primeiro lançamento do CZ-3B teve lugar a 14 de Fevereiro de 1996 (1901UTC) quando o veículo Y1 tentou colocar em órbita o satélite Intelsat-708. Infelizmente o lançamento levado a cabo desde o Centro de Lançamento de Satélites de Xichang não foi bem sucedido devido a um problema no sistema de orientação do lançador que acabou por se despenhar 22 segundos após abandonar a plataforma de lançamento LC2, matando ou ferindo 59 pessoas. A seguinte tabela mostra os lançamentos levados a cabo pelo CZ-3B.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
2007-031	Y10	5-Jul-07	12:08:03,807	ZX-6B ZhongXing-6B 'ChinaSat-6B' (31800 2007-031A)
2008-028	Y11	9-Jun-08	12:15:04,393	ZX-9 ZhongXing-9 'ChinaSat-9' (33051 2008-028A)
2008-055	Y12*	29-Out-08	16:53:43,093	Simon Bolivar 'VENESAT-1' (33414 2008-055A)
2009-046	Y8	31-Ago-09	9:28:00	Palapa-D (35812 2009-046A)
2010-042	Y13*	4-Set-10	16:14:04,227	ZX-6A ZhongXing-6A 'ChinaSat-6ª' (37150 2010-042A)
2011-026	Y20*	20-Jun-11	16:13:04,358	ZX-10 ZhongXing-10 'ChinaSat-10' (37677 2011-026A)
2011-042	Y19*	11-Ago-11	16:15:04,434	PakSat-1R (37779 2011-042A)
2011-047	Y16	18-Set-11	16:33:03,621	ZX-1A ZhongXing-1A 'ChinaSat-1A' (37804 2011-047A)
2011-057	Y18*	7-Out-11	08:21:04,348	Eutelsat-W3C (37836 2011-057A)
2011-077	Y21*	19-Dez-11	16:41:03,663	NigComSat-1R (38013 2011-077A)

Esta tabela mostra os últimos dez lançamentos orbitais levados a cabo pelo foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B. Os lançamentos executados pela versão CZ-3B/E estão assinalados por *. Todos os lançamentos são levados a cabo desde o Centro de Lançamentos de Satélites de Xichang. Tabela: Rui C. Barbosa.

Mais recentemente uma versão melhorada do CZ-3B (CZ-3B/E) foi desenvolvida para aumentar a sua capacidade de carga GTO para os 5.500 kg. O CZ-3B/E tem basicamente a mesma configuração do CZ-3B exceptuando um estágio central mais alargado. O primeiro voo do CZ-3B/E teve lugar a 13 de Maio de 2007.

Descrição da missão do CZ-3B[17]

O CZ-3B é principalmente utilizado para missões para a órbita GTO, sendo a GTO standard recomendada ao utilizador do veículo. O CZ-3B coloca a carga numa GTO standard com os seguintes parâmetros a partir de Xichang: altitude do perigeu – 200 km; altitude do apogeu – 35.954 km, inclinação 28,5º; argumento do perigeu – 178º (estes parâmetros representam a órbita instantânea a quando da separação do satélite do terceiro estágio; A altitude do perigeu é equivalente a uma altitude real de 35.786 km na passagem do primeiro perigeu devido a perturbações causadas pela forma oblatada da Terra). Os quadros seguintes mostram a sequência de voo típica do CZ-3B Chang Zheng-3B.

[17] A discussão da performance do foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B é baseada na assumpção de que o veículo é lançado desde o Centro de Lançamento de Satélites de Xichang tendo em conta as limitações relevantes no que diz respeito à segurança e requerimentos de rastreio a partir do solo; tem-se em conta que o azimute de lançamento é de 97,5º; a massa do adaptador de carga e do sistema de separação não estão incluídas na massa da carga; o terceiro estágio do CZ-3B transporta a quantidade suficiente de propolente para atingir a órbita pretendida com uma probabilidade superior a 99,73%; por altura da separação da carenagem de protecção o fluxo aerodinâmico é inferior a 1.135 W/m^2; e os valores das altitudes orbitais são determinados em relação a uma Terra esférica com um raio de 6.378 km.

Evento	Tempo de Voo (s)
Lançamento	0,000
Manobra de arfagem	10,000
Final da queima dos propulsores	127,211
Separação dos propulsores	128,711
Final da queima 1º estágio	144,680
Separação entre 1 / 2º estágio	146,180
Separação da carenagem	215,180
Final da queima do motor principal 2º estágio	325,450
Final da queima dos motores vernier 2º estágio	330,450
Separação entre 2º / 3º estágio; Primeira ignição 3º estágio	331,450
Final da primeira queima 3º estágio	615,677
Início da fase não propulsiva	619,177
Fim da fase não propulsiva / Segunda ignição 3º estágio	1258,424
Final da segunda queima 3º estágio / Início do ajustamento de velocidade	1437,673
Fim do ajustamento de velocidade	1457,673
Separação da carga	1537,673

Sequência de voo típica do foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B Tabela: Rui C. Barbosa.

Evento	Velocidade relativa (m/s)	Altitude de Voo (km)	Distância ao Solo (km)	Inclinação Balística (º)	Projecção Latitude Satélite (º)	Projecção Longitude Satélite (º)
Lançamento	0,000	1,825	0,000	90,000	28,246	102,027
Final da queima dos propulsores	2242,964	53,944	68,716	24,804	28,161	102,720
Separação dos propulsores	2282,754	55,360	71,777	24,509	28,157	102,751
Final da queima 1º estágio	2735,779	70,955	108,172	21,711	28,110	103,117
Separação entre 1 / 2º estágio	2740,492	72,466	111,953	21,480	28,105	103,155
Separação da carenagem	3317,843	131,512	307,187	12,479	17,829	105,115
Final da queima do motor principal 2º estágio	5148,022	190,261	744,771	4,334	27,090	109,464
Final da queima dos motores vernier 2º estágio	5164,813	192,145	769,756	4,096	27,043	109,711
Separação entre 2º / 3º estágio; Primeira ignição 3º estágio	5164,493	192,509	774,756	4,047	27,034	109,760
Final da primeira queima 3º estágio	7358,010	204,340	2466,220	-0,003	22,800	125,868
Início da fase não propulsiva	7362,919	204,322	3491,177	0,006	22,724	126,096
Segunda ignição 3º estágio	7373,724	200,109	7061,323	-0,033	4,363	164,098
Final da segunda queima 3º estágio	9792,292	219,913	8231,117	3,025	-2,348	175,503
Fim do ajustamento de velocidade terminal	9791,531	231,622	8719,973	3,806	-3,195	176,979
Separação da carga	9724,207	304,579	9466,105	6,879	-6,514	182,839

Parâmetros característicos da trajectória de voo típica do foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B Tabela: Rui C. Barbosa.

As carenagens do CZ-3B

A carga está protegida por uma carenagem que a isola de várias interferências da atmosfera, que inclui correntes de ar de alta velocidade, cargas aerodinâmicas, aquecimento aerodinâmico e ruídos acústicos, etc., enquanto que o lançador ascende através da atmosfera. A carenagem proporciona assim à carga um bom meio ambiente.

O aquecimento aerodinâmico é absorvido ou isolado pela carenagem. A temperatura no interior da carenagem é controlada dentro dos limites estabelecidos. Os ruídos acústicos gerados por correntes de ar e pelos motores do lançador são reduzidos para níveis permitidos para a respectiva carga.

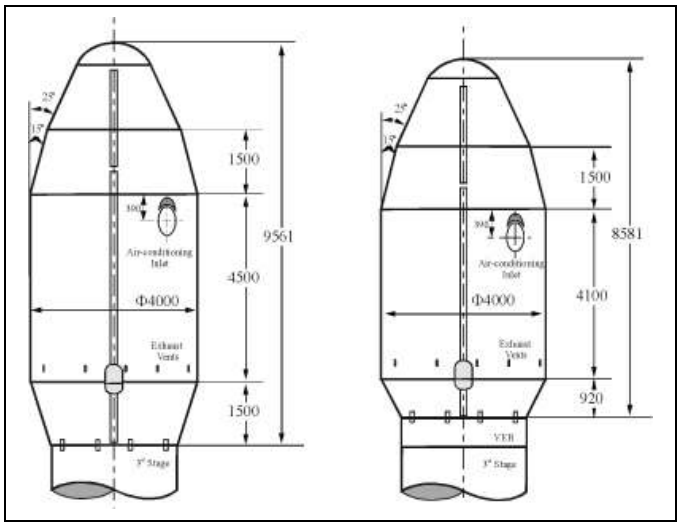
A carenagem é separado e ejectada quando o foguetão lançador voa fora da atmosfera. A altura exacta da separação da carenagem é determinada pelo requisito de que o fluxo de calor aerodinâmico na separação da carenagem seja inferior a 1.135 W/m^2.

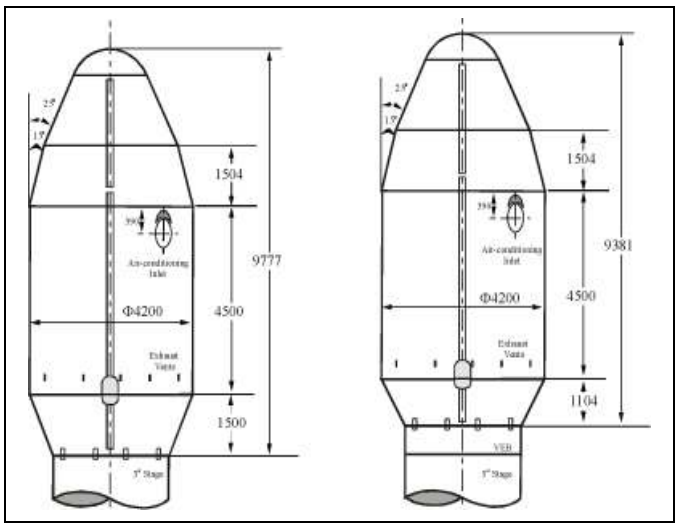
Vinte e dois tipos de testes foram levados a cabo no desenvolvimento da carenagem do CZ-3B, incluindo testes em túneis de voo, testes térmicos, testes acústicos, testes de separação, testes de análise de modelos, testes de resistência, etc.

O CZ-3B Chang Zheng-3B proporciona quatro tipos distintos de carenagens: 4000F, 4000Z, 4200F e 4200Z, conforme referidas no seguinte quadro:

Designação	Descrição
4000F	Diâmetro de 4.000 mm; a carenagem é montada na plataforma de lançamento.
4000Z	Diâmetro de 4.000 mm; a carenagem é montada em BS3.
4200F	Diâmetro de 4.200 mm; a carenagem é montada na plataforma de lançamento.
4200Z	Diâmetro de 4.200 mm; a carenagem é montada em BS3.

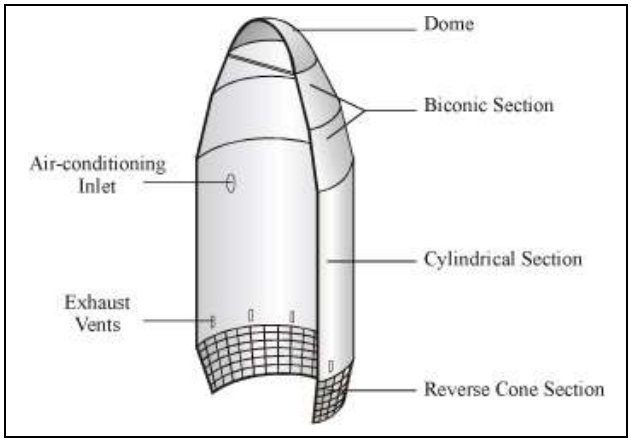
A carenagem 4000F tem uma altura de 9,561 metros e suporta as interfaces de carga 937B, 1194, 1194A e 1666. A carenagem 4000Z tem uma altura de 8,98 metros e suporta as interfaces de carga 1194A e 1666. A carenagem 4200F tem uma altura de 9.777 metros e suporta as interfaces de carga 1194A e 1666, tal como a carenagem 4200F que tem uma altura de 9,381 metros.





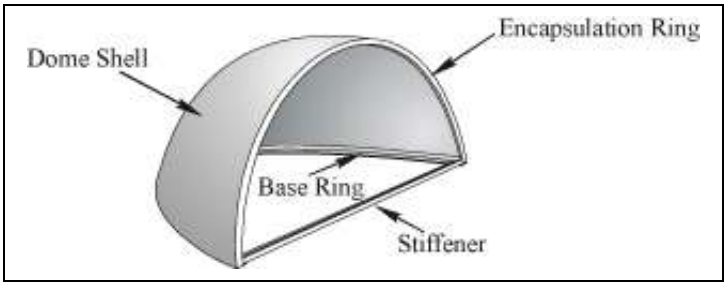
As carenagens utilizadas no foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B: à esquerda as carenagens 4000F e 4000Z e à direita as carenagens 4200F e 4200Z.

O volume estático da carenagem é a limitação física das dimensões máximas da configuração da carga a transportar. O volume estático é determinado pela consideração das deformações estimadas a nível dinâmico e estático do conjunto carenagem / carga por uma variedade de interferências durante o voo. Os volumes variam com diferentes tipos de carenagem e adaptadores de carga. Pode-se permitir que algumas saliências na carga possam exceder o volume estático máximo (Φ3650 ou Φ3850) da secção cilíndrica da carenagem.



As estruturas das carenagens referidas são muito similares. Consistem numa abóbada, secção bicónica, secção cilíndrica e uma secção cónica invertida.

A abóbada é um corpo semi-esférico com um raio de 1 metros, uma altura de 0,661 metros e um diâmetro de base de 1,890 metros. Consiste numa concha abobadada, um anel de base, um anel em encapsulamento e reforços.



A concha abobadada é uma estrutura em fibra de vidro com uma espessura de 8 mm. O anel de base, anel de encapsulamento e reforço são fabricados em ligas de alumínio de alta resistência. Uma cintura à base de borracha de sílica cobre o exterior da linha de divisão e um cinturão de borracha está comprimido entre as duas metades. Os cinturões de isolamento exterior e interior impedem a corrente de ar de entrar na carenagem durante o voo.

A parte superior da secção bicónica é um cone de 25º com uma altura de 1,400 metros e a parte inferior é um cone de 15º com uma altura de 1,500 metros. A parte superior e a parte inferior estão interligadas. O diâmetro do anel superior é de 1,890 metros e o diâmetro do anel inferior é de 4,000 metros.

A estrutura da secção cilíndrica é idêntica à da secção bicónica, isto é tem uma constituição em favos de mel de alumínio. Existem duas entradas de ar condicionado na parte superior da secção cilíndrica e 10 saídas de exaustão com uma área total de 191 cm^2 na parte inferior.

A secção cónica invertida é uma estrutura reforçada monocoque. É composta por um anel superior, um anel intermédio, reforços inferiores longitudinais e cobertura com tratamento químico. Para as carenagens 4000F e 4200F, estão disponíveis portas de acesso nesta secção. Para as carenagens 4000Z e 4200Z não existem portas de acesso.

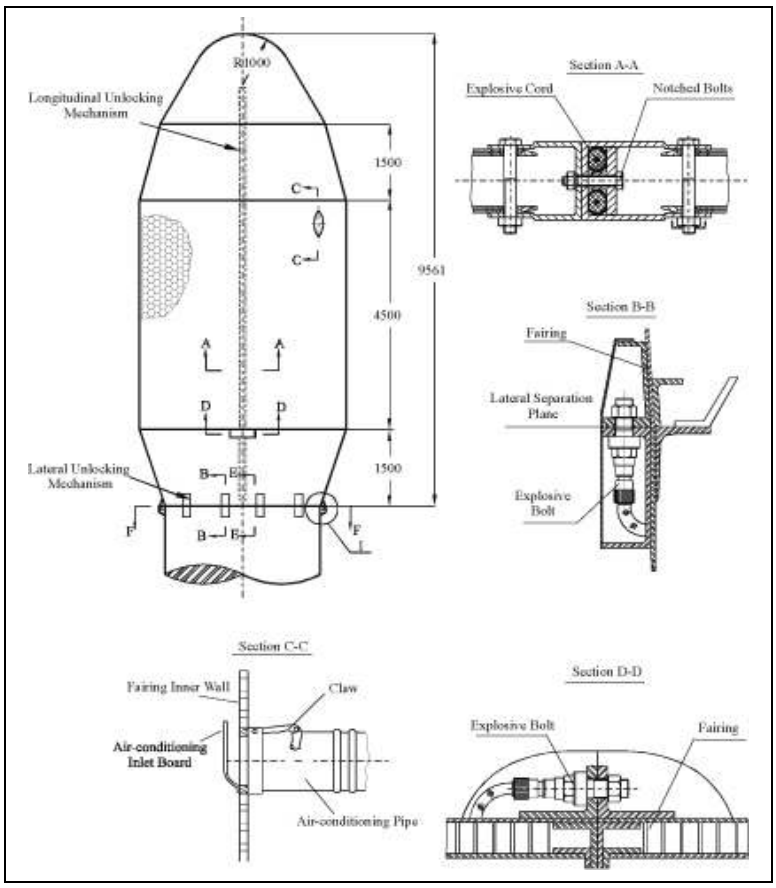
A superfície exterior da carenagem, especialmente a superfície da abóbada e da secção bicónica, sofre um aquecimento devido à corrente de ar a alta velocidade durante o lançamento. Deste modo, são adoptadas medidas que evitam o aquecimento para garantir que a temperatura na superfície interior seja inferior a 80ºC.

A superfície exterior da secção bicónica e da secção cilíndrica são cobertas por um painel de cortiça especial. O painel na secção bicónica tem uma espessura de 1,2 mm e na secção cilíndrica tem uma espessura de 1,0 mm.

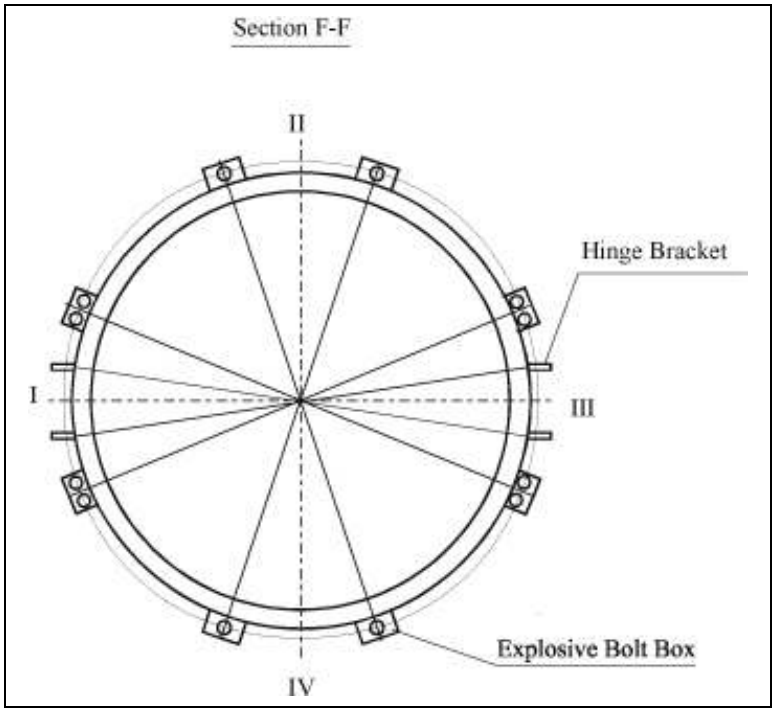
O mecanismo de separação e ejecção da carenagem consiste em mecanismos de abertura laterais, mecanismo de abertura longitudinal e mecanismo de separação. Para as carenagens 4000F e 4200F o anel na base da carenagem está ligado com a secção curta dianteira do tanque criogénico do terceiro estágio por doze parafusos explosivos não contaminantes. Para as carenagens 4000Z e 4200Z a base do anel na carenagem está ligado com o topo da secção de equipamento por parafusos explosivos não contaminantes. A fiabilidade de um parafuso explosivo é de 0,9999.

O plane de separação longitudinal da carenagem é o quadrante II-IV (XOZ). O mecanismo de abertura longitudinal consiste em parafusos entalhados, mangueiras, mangueiras com cordas explosivas e detonadores, suportes dos detonadores e dois parafusos explosivos. Duas mangueiras de aço percorrem a linha de separação da carenagem. Dois detonadores não sensíveis estão fixados a cada extremidade das cordas explosivas. A quando da separação, os dois parafusos não contaminantes são detonados e cortados. Os detonadores fazem as cordas explosivas entrar em ignição, gerando-se gás a alta pressão o que leva à expansão das mangueiras de aço e à quebra dos parafusos entalhados. Nesta sequência, a carenagem separa-se em duas metades. O gás gerado fica selado nas mangueiras de aço, não havendo assim contaminação da carga.

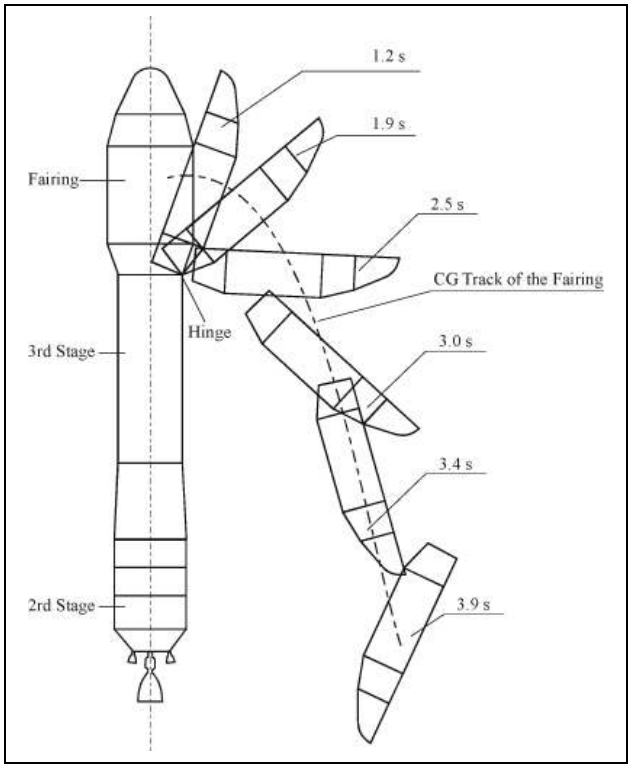
Uma das duas cordas explosivas pode ser detonada apenas se um dos quatro detonadores é accionado. Se uma das cordas explosivas é accionada, todos os parafusos entalhados podem ser quebrados, isto é a carenagem pode separar-se. Assim, a fiabilidade da separação longitudinal é muito elevada.



Em cima: Mecanismo de separação da carenagem.
Em baixo: Distribuição dos parafusos explosivos de separação lateral.



O mecanismo de separação da carenagem é composto por dobradiças e molas. Cada metade da carenagem é suportada por duas dobradiças que se localizam no quadrante I e III. Existem seis molas de separação colocadas em cada metade da carenagem; o máximo de força exercida por cada mola é de 37,8 kN. Após a abertura da carenagem, cada metade roda em torno de uma dobradiça. Quando a taxe de rotação da metade da carenagem é superior a 18º/s, a carenagem é ejectada. O processo cinemático é exemplificado na figura em baixo.



Podem ser incorporadas na secção bicónica da carenagem e na secção cilíndrica janelas transparentes às radiofrequências RF para fornecer ao satélite a capacidade de transmissão através da carenagem de acordo com as necessidades do utilizador. As janelas transparentes RF são fabricadas em fibra de vidro na qual a taxa de transparência é indicada na tabela em baixo.

Frequencia (GHz)	Perda (dB)	Taxa Transparência
0,4	-0,25	0,94
4	-0,47	0,89
8	-0,52	0,88
10	-1,63	0,68
13	-1,4	0,72
15	-2,73	0,53
17	-4,11	0,38

Podem ser proporcionadas portas de acesso à secção cilíndrica para permitir um acesso limitado ao satélite após a colocação da carenagem. Algumas áreas da carenagem não podem ser seleccionadas para a localização das janelas de radiofrequência RF.

Lançamento do NigComSat-1R

Em finais de 2010 o NigComSat-1R era submetido a uma série de testes de performance que atestaram a sua prontidão para o lançamento em finais de 2011. Entre os testes a que o satélite foi submetido encontravam-se testes de vibração, que simularam o ambiente de todas as fases do lançamento, e testes que simularam o ambiente espacial para atestar a sua capacidade de resistir às duras condições espaciais. Após estes testes o projecto entrava na denominada fase de testes de integração e montagem da sua plataforma e dos componentes de carga. O satélite seria enviado para Xichang em Outubro de 2011.

Os preparativos para o lançamento decorreram sem problemas com a integração do lançador a decorrer normalmente na plataforma de lançamento.

O abastecimento do terceiro estágio do foguetão lançador teve início a sete horas do lançamento. Este é o único procedimento de abastecimento que decorre nesta altura pois o primeiro e o segundo estágios bem como os quatro propulsores laterais de combustível líquido utilizam propolentes hipergólicos que são abastecidos anteriormente.

A T-1h 20m é activado o sistema de controlo e de verificação de funções do lançador, seguindo-se pela verificação da activação do sistema de telemetria e de funções. A T-40m é desligado o sistema de ar condicionado e o seu sistema de bombagem é separado do lançador. Os técnicos também procedem com a transferência do programa de voo para o computador do lançador e posterior verificação. As tubagens de gás para o primeiro e segundo estágio são removidas.

O pré-arrefecimento dos motores do terceiro estágio tem lugar a T-20m seguindo-se a T-13m o enchimento total dos tanques de propolente do terceiro estágio. Entre T-15m e T-10m tem lugar a separação dos sistemas umbilicais do satélite. A T-3m dá-se a transferência do fornecimento de energia dos sistemas de telemetria e de seguimento para as fontes internas do lançador. Nesta altura procede-se também à separação das tubagens de abastecimento de propolente ao terceiro estágio.

A separação das condutas de gás para o terceiro estágio ocorre a T-2m seguindo-se a transferência do fornecimento de energia para o sistema de controlo para as fontes internas a T-1m 30s. A separação dos umbilicais do sistema de controlo, de telemetria e seguimento, e de fornecimento de energia tem lugar a T-1m.

A ignição dos motores do foguetão CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y21) com o satélite de comunicações NigComSat-1R teve lugar às 1641:03,663UTC do dia 19 de Dezembro de 2011.

Onze segundos após a ignição, o foguetão inicia uma manobra que o coloca no azimute de voo desejado para colocar o satélite na órbita pretendida. A separação dos quatro propulsores laterais teve lugar pelas 1643:25UTC seguindo-se o final da queima do primeiro estágio e separação entre o primeiro e o segundo estágio que entretanto entra em ignição. A separação das duas metades da carenagem de protecção ocorre às 1644:59UTC. Estas duas metades seriam mais tarde encontradas na vila de Ganshan e na vila de Xiayuan. O voo continua propulsionado pelos motores do segundo estágio durante cerca de mais dois minutos até que às 1646:48UTC ocorre a separação entre o segundo e o terceiro estágio. O terceiro estágio inicia então a sua primeira queima que termina às 1651:16UTC.

O lançador está agora numa órbita preliminar que se manterá até ao início da segunda queima do terceiro estágio que ocorre às 1702:00UTC. Esta queima teve uma duração de 3 minutos e 6 segundos, terminando às 1705:06UTC. Após o final da segunda queima do terceiro estágio ocorre uma manobra de ajustamento de atitude pelas 1705:26UTC antes da separação do NigComSat-1R que ocorreu pelas 1706:46UTC. O satélite ficou colocado numa órbita com apogeu a 42.007 km, perigeu a 203 km e inclinação orbital de 24,8º. O satélite teria então de diminuir a altitude do seu apogeu, aumentar o seu perigeu e diminuir a inclinação orbital.

Após se separar do terceiro estágio o satélite procede à determinação da posição do Sol procedendo de seguida à abertura dos painéis solares e das antenas de comunicação. Estes procedimentos são todos realizados de forma automática. De seguida, o satélite entrava em contacto com as estações na Terra, procedendo posteriormente à calibração dos giroscópios para estabilização. Pouco depois, é realizada a primeira manobra de apogeu com o accionamento dos seus próprios motores à passagem pelo apogeu. Após obter novamente a sua posição em relação ao Sol e orientar as suas antenas em relação à Terra, o satélite vai realizar uma manobra de elevação do perigeu. Finalmente, o satélite irá determinar e estabelecer a sua posição na órbita geossíncrona. O satélite ocuparia a sua posição de 42,5º Este na órbita geossíncrona no dia 27 de Dezembro de 2011.

ZiYuan-1 para observação da Terra

A China levou a cabo o lançamento de um novo satélite de detecção remota de recursos terrestres da série ZY-1 ZiYuan-1 a 22 de Dezembro de 2011. Este programa de satélites foi desenvolvido em conjunto com o Brasil, porém no caso deste recente lançamento os especialistas brasileiros não participaram no seu desenvolvimento.

O programa ZiYuan-1

Em 1986 o Conselho de Estado da República Popular da China aprovou um plano para o desenvolvimento do primeiro satélite de detecção remota com a capacidade de transmissão de dados, o programa ZiYuan-1 (资源) – em português 'ziyuan' significa 'recursos'. Em 1988 o Brasil juntava-se ao programa quando Presidente José Sarney assinou um acordo de cooperação em tecnologia espacial e criava o programa CBERS (*China Brazil Earth Resources Satellite*) que foi promovido pela China e pelo Brasil como um exemplo da cooperação espacial entre dois países em desenvolvimento. O satélite seria desenvolvido por parte da China pela Academia Chinesa de Tecnologia Espacial, enquanto que do lado brasileiro este desenvolvimento estaria a cargo do INPE – Instituto Nacional de Tecnologias Espaciais.

Os satélites tinham como objectivo fornecer imagens de média resolução da superfície terrestre. Com uma resolução de 20 metros, as imagens seriam obtidas em vários espectros de luz visível e de infravermelhos, sendo utilizadas para a gestão das terras, monitorização ambiental e avaliação de desastres naturais. O lançamento do primeiro satélite ocorre às 0316UTC do dia 14 de Outubro de 1999 com o foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B (Y1) a colocar em órbita o satélite CBERS-1 'ZiYuan-1' (25940 1999-057A) a partir do Complexo de Lançamento LC7 do Centro de Lançamento de Satélites de Taiyuan. O segundo satélite, o CBERS-2 'ZY-1 ZiYuan-1B (28057 2003-049A) é lançado às 0316UTC do dia 21 de Outubro de 2003 pelo foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B (Y4) a partir do mesmo complexo de lançamento.

Um novo acordo entre a China e o Brasil é assinado em 2004 e em resultado é lançado às 0326:13,445UTC do dia 19 de Setembro de 2007, o satélite CBERS-2B 'ZY-1 ZiYuan-1 (2B)' (32062 2007-042A), com o lançamento a ter lugar também desde o Complexo de Lançamento LC7 de Taiyuan. No âmbito do último acordo estão ainda previstos os lançamentos dos satélites CBERS-3 (Novembro / Dezembro de 2012) e CBERS-4 (2013 / 2014), seguindo-se o lançamento do CBERS-5 e do CBERS-6 em 2017 / 2020.

ZiYuan-1 (2C)

Aparentemente o satélite ZY-1 ZiYuan-1 (2C) – imagem ao lado – foi o terceiro satélite da série CBERS-2, mas desenvolvido sem qualquer participação brasileira sendo operado pelo Ministério da Terra e Recursos. O satélite é o primeiro veículo civil de detecção remota especificamente desenhado e construído segundo os requisitos do seu utilizador. O satélite é também o primeiro veículo a ser lançado no âmbito do Plano para a Aplicação e Desenvolvimento de Satélites de Observação do Solo e dos Mares, que decorre entre 2011 e 2020. Segundo a agência de notícias oficial Xinhua, o satélite será utilizado para "*…detecção remota dos recursos terrestres, prevenção de desastres naturais, auxilio no desenvolvimento da agricultura e gestão dos recursos aquáticos*."

O ZiYuan-1 (2C), com uma massa de cerca de 2.100 kg no lançamento e um tempo de vida operacional de três anos, está equipado com três câmaras, sendo duas câmaras de alta-resolução e uma câmara multiespectral de infravermelhos. As câmaras pancromáticas têm uma resolução espacial de 2,36 metros conseguindo uma cobertura conjunta do solo de 54 km. Por seu lado, a câmara multiespectral de infravermelhos tem uma resolução espacial entre 5 metros e 10 metros e uma cobertura de 60 km. Devido à forma como as câmaras de alta resolução procedem à compressão das imagens, conseguindo um nível de compressão de 4:1, é possível a obtenção de imagens com melhor qualidade.

O Centro de Observação da Terra de Miyun, em Sanya – Kashi, equipado com três antenas de recepção, assume a recepção de todos os dados do satélite

O foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B

Desenvolvido pela Academia de Tecnologia de Voo Espacial de Xangai, a família de lançadores Chang Zheng-4 é utilizada para a colocação de satélites em órbitas polares e órbitas sincronizadas com o Sol. São lançadores a três estágios de propolentes líquidos cujas raízes se encontram no foguetão FB-1 Feng Bao-1. A família destes lançadores consiste em três variantes: CZ-4A Chang Zheng-4A, CZ-4B Chang Zheng-4B e Chang Zheng-4C. Após o desenvolvimento do Feng Bao-1, a Academia de Tecnologia de Voo Espacial de Xangai foi incumbida do desenvolvimento do CZ-4. Aparentemente, este lançador seria um veículo suplente para o CZ-3B Chang Zheng-3B, com os dois primeiros estágios do CZ-4 a serem basicamente idênticos aos do foguetão CZ-3 Chang

Zheng-3. O terceiro estágio do CZ-4 Chang Zheng-4 foi inteiramente desenvolvido pela Academia de Tecnologia de Voo Espacial de Xangai.

Após o sucesso do CZ-3B, a versão CZ-4 foi abandonada em 1982 e baseado no seu desenho foi introduzido o CZ-4A Chang Zheng-4A que é geralmente idêntico à primeira versão mas tendo uma massa no lançamento ligeiramente inferior[18]. O desenvolvimento do foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B (长征四号乙火箭) teve início em Fevereiro de 1989, com o primeiro lançamento previsto para ter lugar em 1997 mas acabando por só se realizar em 1999.

O CZ-4B Chang Zheng-4B tem uma carenagem de protecção de maiores dimensões; o controlo electromecânico original foi substituído por um controlo electrónico; os sistemas de telemetria, seguimento, controlo e de auto-destruição foram melhorados e substituídos por dispositivos de menores dimensões; procedeu-se a uma revisão do desenho dos escapes dos motores do segundo estágio para melhor desempenho a elevada altitude; foi introduzido um sistema de gestão de consumo de propolente para o segundo estágio com o objectivo de reduzir o propolente residual e assim aumentar a capacidade de carga; e foi introduzido um sistema de ejecção de propolente para o terceiro estágio.

	CZ-4B	1º Estágio	2º Estágio	3º Estágio
Comprimento (m)	45,576	24,650	10,40	4,954
Diâmetro (m)	3,35	3,35	3,35	2,90
Massa bruta (kg)	248.470	193.330	38.580	13.140
Massa sem propolente (kg)		9.998	2.932	1.727
Massa do propolente (kg)	231.903	183.340	35.374	12.814
Motor	-	YF-21B (4xYF-20B)	YF-24D (YF-22B / 4xYF-23B	YF-40
Propolente	-	UDMH/N_2O_4	UDMH/N_2O_4	UDMH/N_2O_4
Força – nível do mar (kN)	2.971	2.971	-	-
Força – vácuo (kN)	-	-	742,0 / 47,1	101,03
Impulso especifico (N.s/kg)	-	2.550	-	-
Impulso especifico – vácuo (N.s/kg)	-	-	2.822 / 2.834	2.971,4
Tempo de queima (s)	647,1	150,6	126,8 / 136,8	359,74

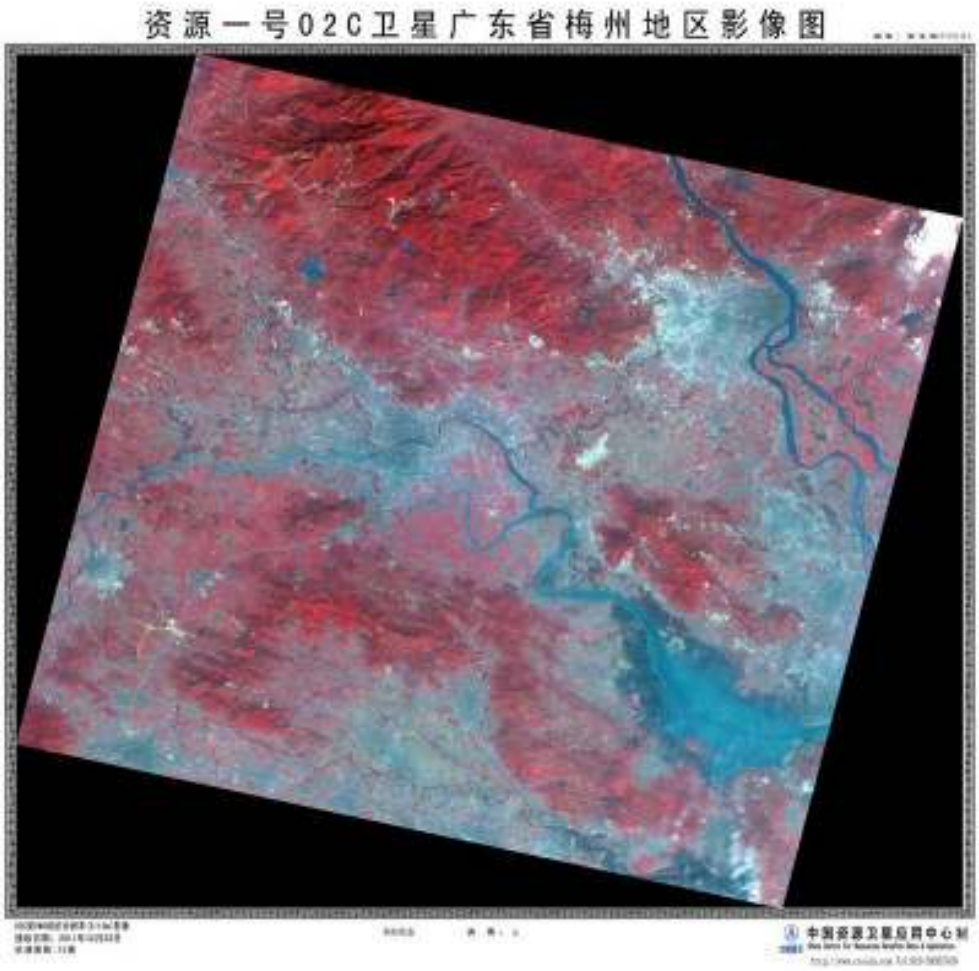
É capaz de colocar uma carga de 4.200 kg numa órbita terrestre baixa, 2.800 kg numa órbita sincronizada com o Sol ou 1.500 kg para uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona. O CZ-4B pode utilizar duas carenagens. Uma com um comprimento de 7,12 metros, diâmetro de 2,90 metros e um peso de 800 kg, e outra com um comprimento de 8,48 metros, diâmetro de 3,35 metros e um peso de 800 kg.

[18] O CZ-4 Chang Zheng-4 tinha uma massa de 248.962 kg enquanto que o CZ-4A Chang Zheng-4A tinha uma massa de 241.092 kg.

Uma versão equipada com oito propulsores laterais de combustível sólido foi estudada pela Academia de Tecnologia de Voo Espacial de Xangai. O foguetão Chang Zheng-4B-8S teria uma massa de 270.000 kg no lançamento e seria capaz de colocar 2.600 kg numa órbita polar ou sincronizada com o Sol.

A seguinte tabela mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Local de Lançamento	Satélites
2004-035	Y7	8-Set-04	23:14:00	Taiyuan, LC7	Shi Jian-6 Grupo-1A (28413 2004-035A) Shi Jian-6 Grupo-1B (28414 2004-035B)
2004-044	Y8	6-Nov-04	3:10:00	Taiyuan, LC7	ZY-2C Zi Yuan-2C (28470 2004-044A)
2006-046	Y10	23-Out-06	23:34:03	Taiyuan, LC7	Shi Jian-6 Grupo-2A (29505 2006-046A) Shi Jian-6 Grupo-2B (29506 2006-046C)
2007-042	Y17	19-Set-07	03:26:13.445	Taiyuan, LC7	CBERS-2B 'Zi Yuan-1' (32062 2007-042A)
2008-053	Y22	25-Out-08	01:15:04.484	Taiyuan, LC9	Shi Jian-6 Grupo-3A (33408 2008-053A) Shi Jian-6 Grupo-3B (33409 2008-053B)
2008-064	Y20	15-Dez-08	03:22:04.521	Taiyuan, LC9	YaoGan Weixing-5 (33465 2008-064A)
2010-051	Y23	06-Out-10	00:49:05.433	Taiyuan, LC9	Shi Jian-6 Grupo-4A (37179 2010-051A) Shi Jian-6 Grupo-4B (37180 2010-051B)
2011-043	Y14	15-Ago-11	22:57:19,319	Taiyuan, LC9	HY-2A HaiYang-2A (37782 2011-043A)
2011-066	Y21	11-Nov-11	03:21:05,279	Taiyuan, LC9	TX-1 TianXun-1 (37874 2011-066A) YG-12 YaoGan Weixing-12 (37875 2011-066B)
2011-079	Y15	22-Dez-11	03:26:14,025	Taiyuan, LC9	ZY-1 ZiYuan-1 (2C) (38038 2011-079A)

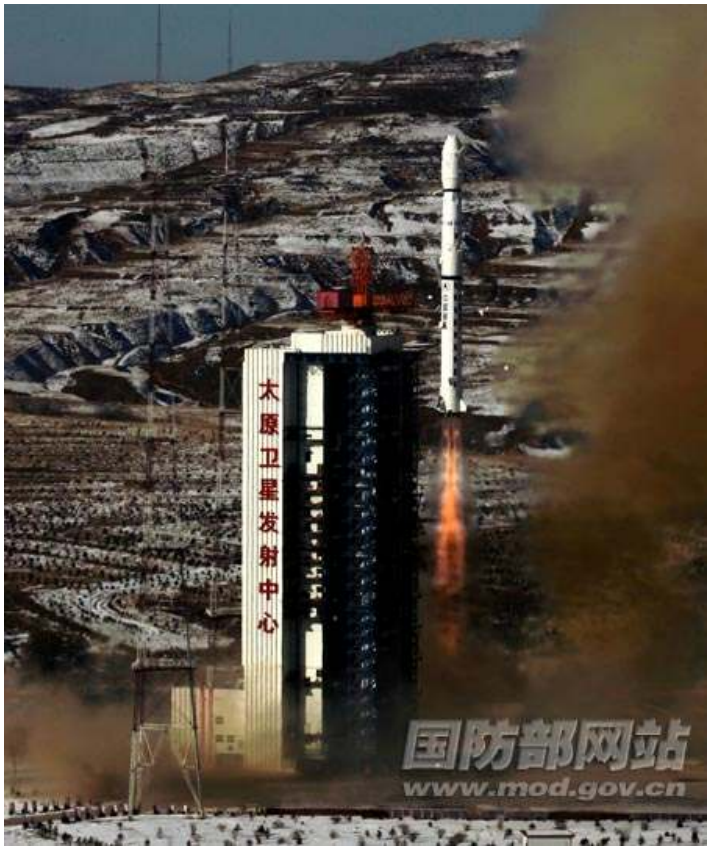


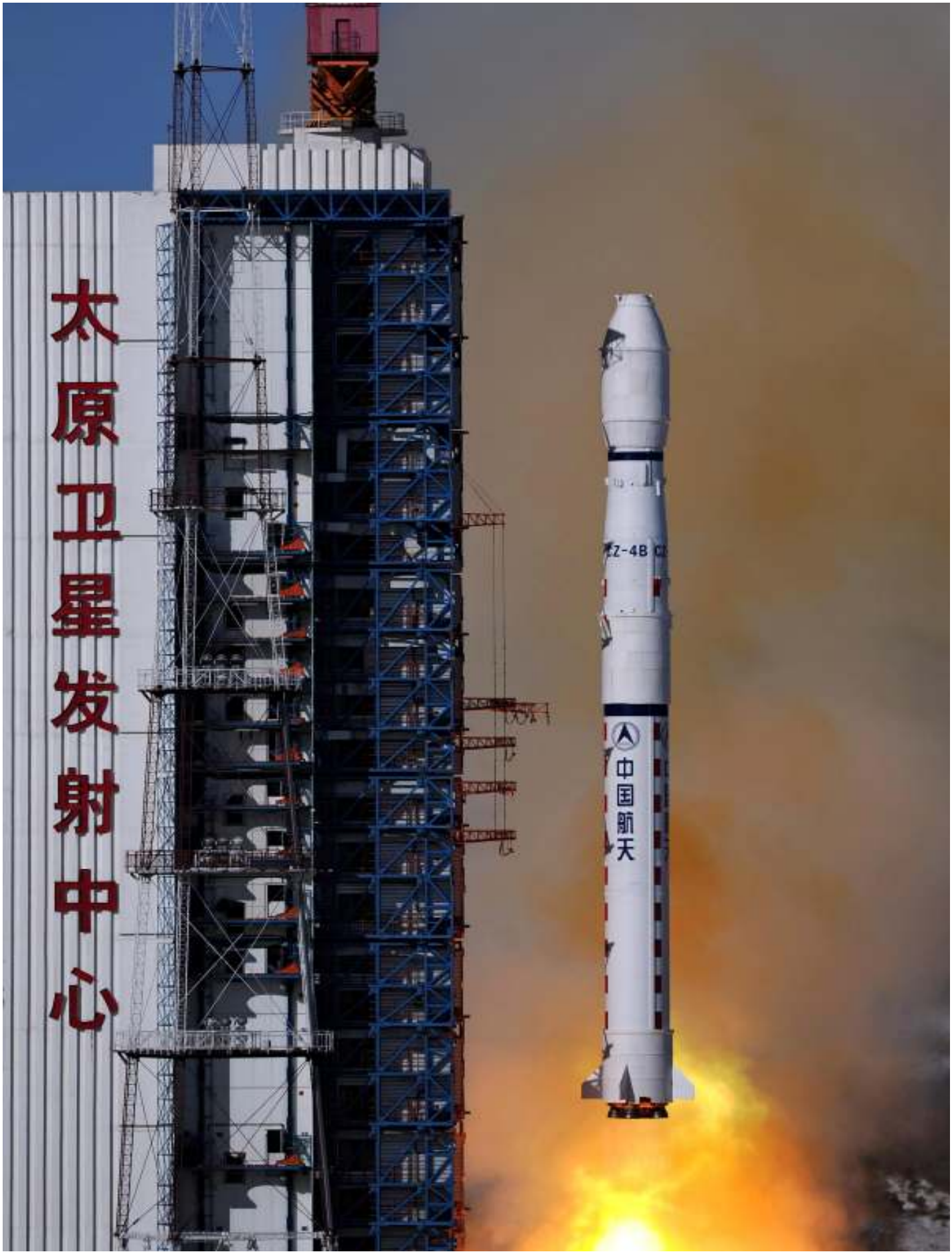
Lançamento do ZiYuan-1 (2C)

Como vem sendo hábito após o desastre de 18 de Agosto de 2011, o lançamento do ZY-1 ZiYuan-1 (2C) não foi anunciado pelas agências de notícias chinesas. O lançamento esteve previsto para ter lugar a 15 de Dezembro, sendo posteriormente adiado para o dia 26 de Dezembro. No entanto, os observadores ocidentais notaram uma inusitada movimentação nos fóruns de debate espaciais chineses a 21 de Dezembro, com comentários relativos ao lançamento do satélite a ter lugar no dia seguinte.

O lançamento acabou por ter lugar às 0326:14,025UTC do dia 22 de Dezembro sendo colocado numa órbita com apogeu a 769,9 km, perigeu a 761,6 km e inclinação orbital de 98,55º. As primeiras imagens obtidas pelo novo satélite eram recebidas a 23 de Dezembro.

Galeria de imagens do lançamento do ZY-1 ZiYuan-1 (2C)




太原卫星发射中心
Z-4B
中国航天

CZ-4B
中国航天

Rússia falha o lançamento de novo satélite Meridian

Não se pode dizer que 2011 tenha sido um ano negro para a Rússia no domínio espacial, mas é sem dúvida um ano que não deixa saudades. Após a perda de alguns satélites e do embaraçoso falhanço com a sonda Fobos-Grunt, a Rússia veria novamente o azar a bater-lhe à porta com a perda de um satélite Meridian lançado desde o Cosmódromo de Plesetsk a 23 de Dezembro de 2011.

Os satélites 14F112 Meridian

Os satélites 14F112 Meridian representam a nova geração de satélites de comunicações em órbitas elípticas de 12 horas (órbitas Molniya) e foram desenhados para substituir os satélites Molniya-1, Molniya-3 e Parus. Os Meridian são fabricados pela *ISS Reshetnev* (anteriormente denominada *NPO Prikladnoi Mekhaniki*, NPO PM).

Os detalhes sobre os Meridian são muito escassos pois tratam-se de veículos militares. No entanto, têm surgido na imprensa várias imagens que mostram estes satélites e por vezes algumas dessas imagens mostram veículos completamente diferentes. Os satélites são baseados num modelo com um compartimento de sistemas electrónicos pressurizado e é estabilizado nos seus três eixos espaciais.

O desenvolvimento de um sistema para substituir os satélites Molniya havia sido iniciado antes do final da União Soviética com dois grupos a apresentarem soluções, nomeadamente o sistema Mayak, por parte da *NPO-PM Reshetnev*, e o sistema Nord, por parte da *Lavochkin*. Ambos os satélites seriam lançados pelo foguetão 11K77 Zenit-3. Sendo construído na Ucrânia, os lançadores Zenit deixaram de ser tidos em conta para o lançamento de cargas militares russas, propondo-se o lançamento utilizando o novo foguetão Rus. Porém, o desenvolvimento deste lançador não se concretizou e os avanços no desenvolvimento de sistemas electrónicos significou que o tamanho dos novos satélites poderia ser substancialmente reduzido. Em finais dos anos 90 a NPO-PM foi contratada pelas forças militares russas para desenvolver uma versão mais leve do seu sistema Mayak que pudesse ser colocado em órbita por um lançador Soyuz empregando um estágio superior Fregat.

Os satélites Meridian terão uma massa no lançamento de cerca de 2.000 kg. Alguns dos sistemas a bordo, incluindo o computador de controlo e o sistema de propulsão, podem ser semelhantes aos sistemas utilizados nos satélites de navegação Uragan-M. Os Meridian estão também equipados com painéis solares num sistema móvel que é capaz de seguir o movimento do Sol em órbita.

Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora (UTC)	Veículo Lançador	Local Lançamento
Meridian	2006-061A	29668	24-Dez-06	8:34:44.402	76033135 / 1012	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Meridian-2	2009-029A	35008	21-Mai-09	21:53:33.331	162 / 1018	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Meridian-3	2010-058A	37212	02-Nov-10	00:58:39	167 / 1022	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Meridian-4	2011-018A	37398	04-Mai-11	17:41:32,987	230 / 1028	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Meridian 15L	-	-	23-Dez-11	12:08:10,180	7x00xx164 / 1042	GIK-1 Plesetsk, LC43/4

Um novo desaire para a Rússia: uma indústria em crise

O lançamento do satélite 14Ф112 Meridian-15Л teve lugar às 1208:10,180UTC do dia 23 de Dezembro de 2011. Segundo o plano de voo a separação dos quatro propulsores laterais que constituíam o primeiro estágio deverá ter ocorrido pelas 1210:10UTC, seguindo-se a separação das duas metades da carenagem pelas 1210:51UTC. O final da queima e separação entre o segundo e o terceiro estágio terá ocorrido às 1212:57UTC. Com os motores RD-0124 do estágio Blok-I em funcionamento, o processo seguinte na missão seroa a separação do estágio Fregat com o satélite Meridian. Porém, a ignição dos motores do Blok-I foi interrompida a T+7m 1s (1215:11UTC) devido a uma anomalia. Os dados telemétricos enviados pelo estágio Fregat indicavam que o voo decorria normalmente a T+7m 5s, altura em que o sinal enviado começou a enfraquecer. Nos cinco segundos seguintes, os sensores dos dispositivos giroscópicos do Fregat excederam o máximo desvio de 40º permitido da sua atitude prevista, o que indicava que o veículo estaria já descontrolado. Numa trajectória balística, o conjunto iniciava uma reentrada atmosférica que resultaria na sua destruição e posterior quedas de destroços na superfície.

Dmitriy Chistoprudov | 28-300.ru Photo Agency

Horas depois do acidente, e durante a conferência de imprensa sobre a chegada de três novos membros da Expedição 30 à estação espacial internacional, Vladimir Popovkin, Director Geral da Agência Espacial Federal Russa, foi inevitavelmente questionado sobre o que acabara de ocorrer. Na resposta Popovkin foi muito crítico da indústria espacial russa dizendo que esta estaria em crise e que seria necessário uma renovação dos seus quadros. Como é óbvio não apontou qualquer causa para o acidente.

Em resultado do sucedido, foi nomeada uma comissão de inquérito que deverá apresentar as suas conclusões em Fevereiro de 2012. No entanto, e segundo fontes industriais russas, a análise dos dados telemétricos disponíveis e que são provenientes do medidor de pressão da conduta de combustível para o sistema de injecção do motor do estágio Blok-I parecem indicar um enchimento da câmara de combustão n.º 1 que levou á sua ruptura pelo gases de combustão, resultando numa fuga catastrófica. Outras fontes indicam uma baixa de pressão nas condutas de querosene e oxigénio líquido à entrada do motor antes da ocorrência de outras anomalias.

Os detritos acabaram por cair em Ordynskoe, região de Novosibirsk. Um detrito em particular, um tanque esférico de gás com um diâmetro de 0,5 metros, cairia numa casa na Rua dos Cosmonautas na vila de Vagaitsevo, sem no entanto causar danos pessoais.

Fotografias de Dmitry Chistoprudov

	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Satélite
1966-F12	14-Dez-66	11:00:00	11A511 Soyuz (У15000-01)	NIIP-5 Baikonur	LC31	11F615 Soyuz 7K-OK n.º 01A
1974-F03	23-Mai-74	12:16:51	11A511U Soyuz-U	NIIP-53 Plesetsk	LC43/3	Yantar-2K n.º 1
1976-F02	4-Out-76	11:00:00	11A511U Soyuz-U	NIIP-53 Plesetsk	LC43/4	Fram / Zenit-4MT n.º 3
1977-F01	22-Fev-77	09:19:00	11A511U Soyuz-U (78026672)	NIIP-5 Baikonur	LC31/2	Zenit-4MK
1977-F03	10-Ago-77	10:40:00	11A511U Soyuz-U (76042694)	NIIP-5 Baikonur	LC31/2	Zenit-4MKM
1979-F01	16-Fev-79	15:00:00	11A511U Soyuz-U	NIIP-53 Plesetsk	LC41/1	Zenit-2M
1979-F04	12-Out-79	12:30:00	11A511U Soyuz-U	NIIP-53 Plesetsk	LC43/3	Zenit-6U (Oblik)
1981-F02	28-Mar-81	09:30:00	11A511U Soyuz-U (78055927)	NIIP-5 Baikonur	LC31/2	Feniks n.º 979 / Yantar-2K
1982-F02	15-Mai-82	14:20:00	11A511U Soyuz-U	NIIP-53 Plesetsk	LC41/1	Zenit-6U
1982-F03	12-Jun-82	09:00:00	11A511U Soyuz-U (77049435)	NIIP-5 Baikonur	LC31/2	Kobalt / Yantar-4K1
1983-F02	26-Set-83	19:37:51	11A511U Soyuz-U (Ю15000-363)	NIIP-5 Baikonur	LC1/1	Soyuz T-10-1 (Soyuz 7K-ST n.º 16L)
1986-F02	26-Mar-86	10:30:00	11A511U Soyuz-U (76021328)	NIIP-5 Baikonur	LC31/2	Oblik / Zenit-8
1987-F04	18-Jun-87	07:24:59	11A511U Soyuz-U (77015105)	NIIP-53 Plesetsk	LC43/3	Resurs-F1 14F40 n.º 105
1988-F02	9-Jul-88	13:25:00	11A511U Soyuz-U (78028212)	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5	Terilen / Yantar-4KS1
1988-F04	27-Jul-88	09:05:00	11A511U Soyuz-U (78039130)	NIIP-53 Plesetsk	LC43/4	Resurs-F1 17F43 n.º 30
1988-F05	11-Nov-88	10:30:00	11A511U Soyuz-U (76035713)	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5	Terilen / Yantar-4KS1
1990-F02	3-Abr-90	18:00:00	11A511U Soyuz-U	NIIP-53 Plesetsk	LC43/4	Kobal't / Yantar-4K1
1990-F03	3-Jul-90	19:19:58	11A511U Soyuz-U	NIIP-53 Plesetsk	LC16/2	Kobal't / Yantar-4K1
1996-F02	14-Mai-96	08:55:00	11A511U-PBV Soyuz-U (78051368)	GIK-5 Baikonur	LC31 PU-6	Янтарь-1КФТ (Комета) 11Ф660 n.º 18
1996-F04	20-Jun-96	18:45:00	11A511U Soyuz-U (77048843)	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Kobal't / Yantar-4K1
2002-F02	15-Out-02	18:20:00	11A511U-PBV Soyuz-U (??????-066)	GIK-1 Plesetsk	LC43/3	Foton M n.º 1 (34КС n.º 13?)
2011-F03	24-Ago	13:00:08.041	11A511U Soyuz-U (Л15000-132)	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-12M (11Ф615А60 n.º 412 / ISS-44P)
2011-F04	23-Dez	12:08:10.180	14A14 Soyuz-2-1B/Fregat (7x00xx164/1042)	GIK-1 Plesetsk	LC43/4	14Ф112 Meridian-15л

Desastres registados com os foguetões da família Soyuz desde 1966.

Dmitriy Chistoprudov | 28-300.ru Photo Agency

Seis novos Globalstar no último lançamento orbital de 2011

Continuando a renovar a sua frota de satélites de comunicações móveis, a *Globalstar* contratou a *Starsem*, uma subsidiária da *Arianespace*, para colocar em órbita os novos satélites Globalstar-2.

A rede Globalstar

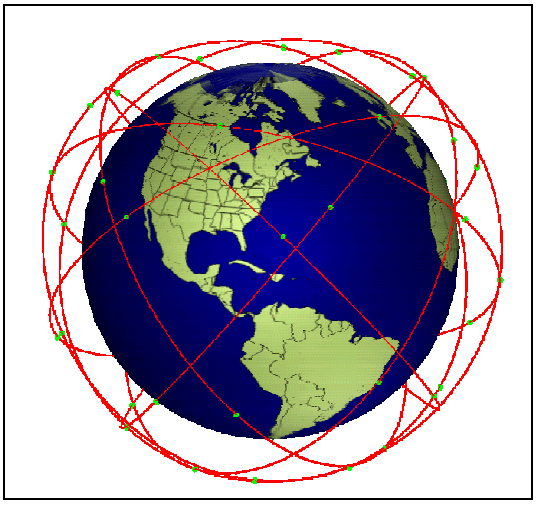
A rede *Globalstar* fornece serviços de voz e de dados em todo o globo terrestre utilizando uma frota orbital de satélites. No entanto, para melhor compreender porque razão a tecnologia fornece à *Globalstar* uma vantagem sobre outros serviços, é necessário compreender os conceitos de 'portas de passagem', 'fluxos de chamadas', 'diversidade de caminhos' e 'tecnologia sem fios'.

Os satélites Globalstar

Existem dois tipos distintos de satélites utilizados para fornecer serviços de voz e dados: LEO (*Low Earth-Orbit*) e GEO (*Geostationary Orbit*). A Globalstar construiu a sua rede utilizando satélites LEO devido à sua capacidade de fornecer uma melhor qualidade de voz.

Os satélites Globalstar orbitam a uma altitude média de 1.414 km acima da superfície terrestre, e demoram menos de duas horas a completar uma órbita. A sua proximidade relativa permite aos sinais de voz e de dados viajarem rapidamente, resultando em comunicações fiáveis e claras. Mesmo os clientes que utilizem dispositivos de recepção de sinal de satélite de baixa potência, tais como telefones portáteis, podem esperar uma qualidade de voz digital que é comparável à qualidade de voz nos telemóveis normais. Dada a sua velocidade e a quantidade de satélites em órbita, as falhas na cobertura são mínimas e são corrigidas em poucos minutos. Os satélites em órbitas baixas comunicam facilmente com os dispositivos *Globalstar* utilizando antenas omnidireccionais dado que somente necessitam de um campo de visão desimpedido para o céu para funcionarem, e não uma calibração específica.

Em comparação, os satélites em órbita geostacionária orbitam a cerca de 36.000 km de altitude e movem-se com a Terra, nunca alterando a sua localização. Podem assim ocorrer atrasos de voz perceptíveis ou ecos devido às distâncias significativas que envolvem as transferências de sinais. Os dispositivos de satélites GEO são relativamente mais caros e utilizam antenas direccionais que têm de ser apontadas para o satélite para funcionar.



Portas de passagem

Estas instalações permitem a transferência de dados e voz entre a rede sem fios da *Globalstar* e a rede pública normal de telefones. A *Globalstar* utiliza muitas portas de passagem estrategicamente localizadas em todo o globo para lidar de forma eficiente com estas transferências, optimizando assim a qualidade de transmissão de voz e dados. Podem ser levadas a cabo melhorias rápidas no sistema de redes nestas instalações, permitindo assim à Globalstar colocar rapidamente à disposição dos seus clientes as melhorias efectuadas nos seus serviços.

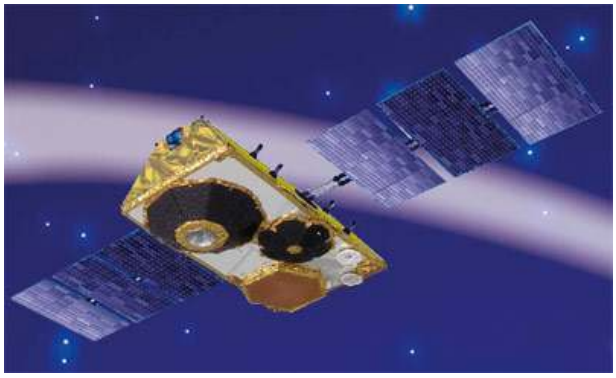
Fluxos de chamadas

Os fluxos de chamadas da *Globalstar* foram desenhados para atingir um objectivo – proporcionar uma soberba qualidade de serviços de voz. Para atingir este resultado, a emissão de chamadas dos telefones da *Globalstar* são ligadas directamente para o mínimo de um e até três satélites em órbita de uma só vez, e depois entregue à porta de passagem regional mais próxima para a finalização da chamada através da rede fixa. A recepção de chamadas pode seguir o mesmo caminho, mas em sentido contrário. Em comparação, alguns fornecedores de serviços com satélites em órbitas terrestres baixas transferem as chamadas entre satélites até se encontrarem em linha de visão com a sua única porta de passagem. Este fluxo de chamadas pode resultar num alto nível de degradação da qualidade de voz dependendo do número de passagens entre satélites necessárias para atingir este única porta de passagem.

Cobertura e Diversidade de caminhos

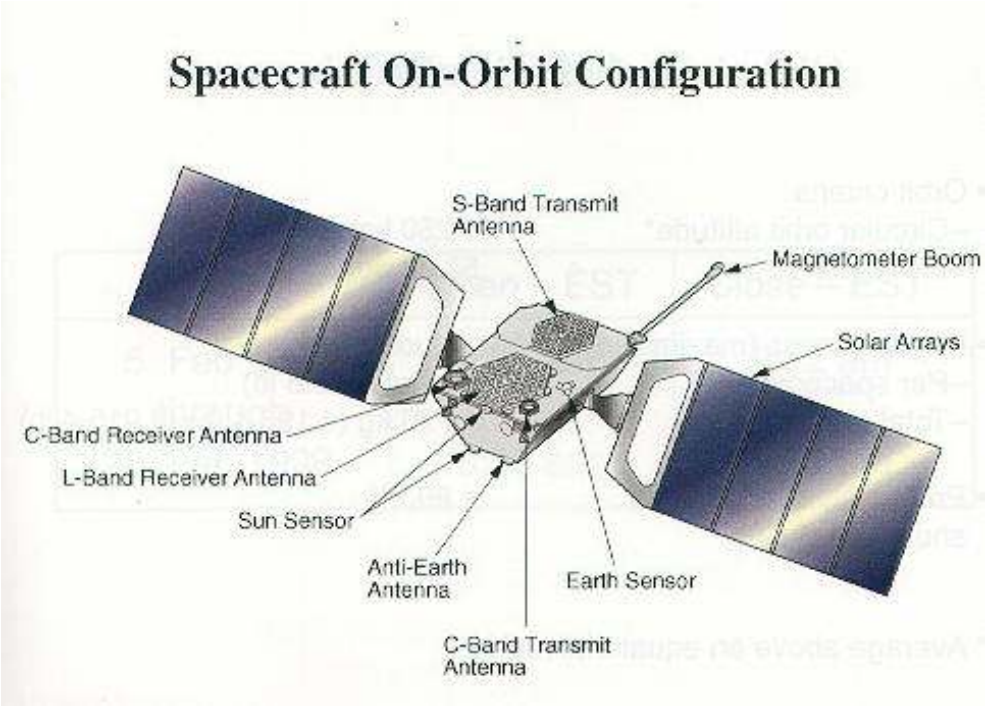
A *Globalstar* utiliza um método patenteado de recepção de sinal, denominado 'Diversidade de caminhos' (*Path Diversity*™), para ligar uma única chamada a três satélites de uma só vez, para assim reduzir de forma significativa o atraso de voz e melhorar a sua qualidade. A 'Diversidade de caminhos' (*Path Diversity*™) permite a um receptor digital combinar múltiplos sinais relevantes de várias potências num único sinal sem estática. À medida que os satélites se movem para dentro e fora do campo de visão, eles são adicionados e removidos do processo de chamada, reduzindo assim o risco de ocorrência de interrupções. Isto permite à *Globalstar* fornecer uma grande cobertura com menos potencial de bloqueio de sinal por edifícios, massas de terreno ou outras características naturais.

O funcionamento em conjunto de múltiplos satélites *Globalstar* garante que se um satélite tem uma falha temporária, um outro pode responder a esse falha rapidamente e a cobertura global não fica assim impedida de forma significativa. Em comparação, um único satélite na órbita geossíncrona fornece uma larga cobertura, o que resulta em distúrbios nos serviços globais caso ocorra algum problema, mesmo de forma temporária. Os serviços da *Globalstar* estão disponíveis desde os 70º de latitude Norte até aos 70º de latitude Sul, o que representa mais de 75% da superfície do planeta. A rede foi desenhada para fornecer serviços às zonas temperadas do globo onde a maior parte dos clientes da Globalstar necessitam de cobertura; porém, a cobertura também se estende para as zonas mais quentes do planeta, perto do equador. Uma equipa da Globalstar monitoriza de forma regular a rede para garantir que as operações são óptimas a todo o tempo.



Tecnologia sem fios

A *Globalstar* utiliza uma versão da tecnologia *Code Division Multiple Access* (CDMA) baseada no standard IS-95 CDMA. A tecnologia CDMA forma os fundamentos dos serviços 3G sem fios de terceira geração, que são utilizados por mais de 128 milhões de pessoas em todo o mundo. Esta tecnologia de transmissão digital permite a um grande número de clientes sem fios acederem de forma simultânea a um único canal de frequência de rádio. O resultado é menos interferência e um aumento da capacidade quando comparável a sistemas análogos tais como os sistemas *Frequency Division Multiple Access* (FDMA). A tecnologia avançada da *Globalstar* já deu resultados provados e foi desenhada para levar os seus clientes para o futuro da tecnologia das comunicações sem fios.



Os satélites Globalstar são construídos pela *Alcatel Alenia Space* e têm uma massa de 700 kg, tendo uma forma trapezoidal. Estão equipados com 16 repetidores de banda C a banda S e 16 receptores de banda L a banda C.

Uma vez totalmente em órbita, a segunda geração de satélites Globalstar vai permitir serviços melhorados com velocidades de transmissão de dados de 256 kbps numa configuração muito mais flexível. Entre os produtos suportados estão a multi-transmissão, sistema de mensagens avançado (multimédia ou MMS), vídeo móvel, serviços de geo-localização, dispositivos de multi-banda e de multi-modo, e serviços de dados com integração de GPS.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
2010-054	Б15000-009/1023/ST22	19-Out-10	17:10:59	Globalstar-73 (37188 2010-054A) Globalstar-74 (37189 2010-054B) Globalstar-75 (37190 2010-054C) Globalstar-76 (37191 2010-054D) Globalstar-77 (37192 2010-054E) Globalstar-79 (37193 2010-054F)
2011-033	Ю15000-008/1024/ST23	13-Jul-11	02:27:04,070	Globalstar-83 (37739 2011-033A) Globalstar-88 (37740 2011-033B) Globalstar-91 (37741 2011-033C) Globalstar-85 (37742 2011-033D) Globalstar-81 (37743 2011-033E) Globalstar-89 (37744 2011-033F)
2011-080	Б15000-007/1027/ST-24	28-Dez-11	17:09:01	Globalstar (XXXXX 2011-080A) Globalstar (XXXXX 2011-080B) Globalstar (XXXXX 2011-080C) Globalstar (XXXXX 2011-080D) Globalstar (XXXXX 2011-080E) Globalstar (XXXXX 2011-080F)

Preparação e lançamento dos novos satélites Globalstar

O lançamento destes seis satélites Globalstar estava previsto para 20 de Setembro sendo depois adiado para 12 de Outubro e antecipado para o dia 8 de Outubro. O estágio Fregat (1027) chegava a Baikonur no dia 5 de Agosto a bordo de um avião de carga Antonov An-124-100 'Ruslan', enquanto que os satélites chegariam no dia 11 também a bordo de um An-124-100. O estágio Fregat era abastecido com os seus propolentes a 27 de Agosto e transportado de volta para o edifício de integração e montagem MIK 40 a 29 de Agosto. Entretanto, o lançamento do veículo de carga Progress M-12M acabava poucos minutos após deixar a plataforma de lançamento em Baikonur devido a um problema no estágio Blok-I do seu foguetão

lançador. Este acidente veio colocar alguma pressão no calendário de lançamentos que viu alguns adiamentos. O acidente levou também a que a Globalstar referisse que não queria utilizar o primeiro lançador Soyuz após o acidente. Ainda em resultado do acidente, o terceiro estágio do foguetão que estava atribuído à missão ST-24 foi enviado de volta para as instalações do seu fabricante TsSKB Progress em Samara onde seria submetido a verificações adicionais.

A 12 de Setembro a Globalstar anunciava um adiamento no lançamento dos seis novos satélites de comunicações móveis. O adiamento surgiu após uma notificação por parte da agência espacial russa que referia que todos os lançadores da família Soyuz seriam submetidos a inspecções.

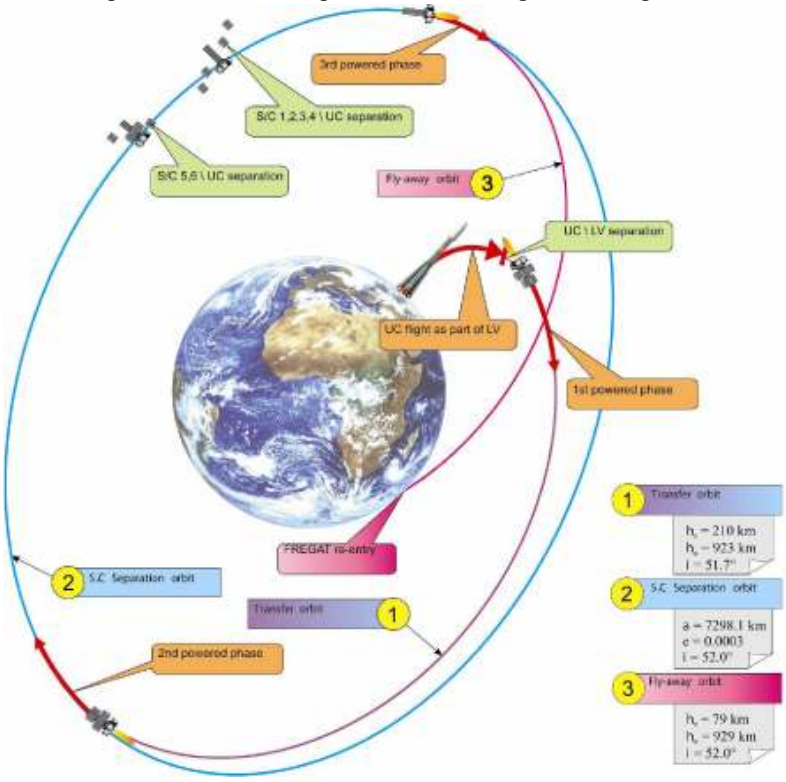
A 16 de Setembro a Globalstar anunciava que o lançamento teria lugar em princípios de Dezembro. Em Baikonur procediam os preparativos para a missão e a 21 de Setembro o 5º e o 6º satélite eram integrados no adaptador de carga. Em finais de Setembro o lançamento estava previsto para o dia 5 de Dezembro.

Em finais de Novembro foram detectados problemas com os satélites e o lançamento chegou a ser adiado para 19 de Janeiro de 2012, no entanto uma fonte da industria espacial referida que somente um dos satélites seria substituído e que o lançamento teria lugar às 1759UTC do dia 25 de Dezembro (o satélite Globalstar-2 n.º 15 seria substituído pelo satélite Globalstar n.º 20).

A 30 de Novembro a Roscosmos referia que o lançamento estava previsto para o dia 28 de Dezembro.

Com todos os preparativos a decorrem sem problemas durante o mês de Dezembro, o lançador seria transportado para a Plataforma de Lançamento PU-6 do Complexo de Lançamento LC31 a 25 de Dezembro. Mais uma vez o lançamento ficou ameaçado com um adiamento quando a 23 de Dezembro o foguetão 14A14 Soyuz-2-1B/Fregat (7x00xx164/1042) falhou o lançamento do satélite de comunicações militar 14Ф112 Meridian-15Л desde o Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. Porém, como este lançador está equipado no estágio Blok-I com um motor diferente do que é utilizado na versão 14A14 Soyuz-2-1A, o lançamento acabou por não ser adiado.

O último lançamento de 2011 teria lugar às 1709:01UTC do dia 28 de Dezembro de 2011, tendo decorrido como previsto. A T+8s terminava o deslocamento vertical do foguetão. Propulsionado pelos motores do primeiro e do segundo estágio, o veículo rapidamente se iria transformar num ponto no céu de Baikonur. A separação dos quatro propulsores laterais que constituíam o primeiro estágio ocorria às 1710:59UTC, com a separação entre o segundo e o terceiro estágio a ter lugar às 1713:48UTC. De seguida ocorria a separação da grelha (secção) de ligação entre o segundo e o terceiro estágio (1713:58UTC) e a separação das duas metades da carenagem de protecção Б15000-009 (1713:59UTC).



O veículo continuaria até atingir uma órbita preliminar, altura que se ocorria a separação do estágio Fregat com os seis satélites (1717:50UTC). De seguida o estágio Fregat iniciava a sua primeira queima para se colocar numa órbita de transferência. Terminando esta primeira queima, o conjunto era colocado numa lenta rotação em torno do seu eixo longitudinal de forma a acondicionar termicamente a sua carga não permitindo um sobreaquecimento dos satélites durante esta fase de voo não propulsionada com uma duração de 50 minutos. A segunda queima do estágio Fregat iria circularizar a órbita e após o final da queima, procedia à sua estabilização antes da separação dos satélites. Esta foi iniciada com a separação dos dois satélites colocados na parte superior do adaptador e 100 segundos mais tarde dava-se a separação simultânea dos restantes quatro satélites.

These babies
miss their mother.
Is she on your back?
PLEASE, DON'T WEAR FUR!
PETA
People for the Ethical Treatment of Animals • 757-622-PETA • FurIsDead.com

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo entre nos meses de Novembro e Dezembro de 2011. Por debaixo de cada lançamento está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o apogeu orbital (km), perigeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (º) e o período orbital (minutos). Estes dados foram fornecidos pelo *Space Track*. Estes são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do Boletim Em Órbita.

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local	Peso (kg)
04 Nov.	1251:41	2011-064A	37867	Cosmos 2475	8K82KM Proton-M/Briz-M (99523/53539)	Baikonur, LC81 PU-24	1.415
(19170 / 19089 / 64,75 / 675,73)							
		2011-064B	37868	Cosmos 2476			1.415
(19166 / 19094 / 64,76 / 675,73)							
		2011-064C	37869	Cosmos 2477			1.415
(19172 / 19024 / 64,76 / 674,47)							
08 Nov.	2016:03	2011-065A	37872	Fobos-Grunt	Zenit-2FG (SLB41.1)	Baikonur, LC45 PU-1	8.120
(211 / 170 / 51,42 / 88,3)							
			-	YH-1 YingHuo-1			115
Permanece acoplada à Fobos-Grunt							
09 Nov.	0321:05	2011-066A	37874	TX-1 TianXun-1	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y21)	Taiyuan, LC9	
(488 / 475 / 97,41 / 94,24)							
		2011-066B	37875	YG-12 YaoGan Weixing-12			
(497 / 485 / 97,41 / 94,42)							
14 Nov.	0414:04	2011-067A	37877	Soyuz TMA-22 (ISS-28S)	11A511U-FG Soyuz-FG (И15000-039)	Baikonur, LC1 PU-5	7.220
(407 / 374 / 51,64 / 92,37)							
20 Nov.	0015:05	2011-068A	37930	Chuang Xin-1 (3)	CZ-2D Chang Zheng-2D (Y19)	Jiuquan, 603	
(805 / 783 / 98,45 / 100,75)							
		2011-068B	37931	SY-4 ShiYan Weixing-4			
(804 / 783 / 98,45 / 100,74)							
25 Nov.	1910:34	2011-069A	37933	AsiaSat-7	8K82KM Proton-M/Briz-M (93525/99527)	Baikonur, LC200 PU-39	3.813
(35794 / 35783 / 0,01 / 1436,21)							
26 Nov.	1502:00	2011-070A	37936	MSL ‘Curiosity’	Atlas-V/541 (AV-028)	Cabo Canaveral AFS, SLC-41	3.893
A caminho de Marte							
28 Nov.	0825:58	2011-071A	37938	Cosmos 2478	14A14-1B Soyuz-2-1B/Fregat (219/1044)	GIK-1 Plesetsk, LC43/4	1.415
(19158 / 19101 / 64,81 / 675,73)							
29 Nov.	1850:04	2011-072A	37943	YG-13 YaoGan Weixing-13	CZ-2C Chang Zheng-2C	Taiyuan, LC9	
(512 / 502 / 97,11 / 94,75)							
01 Dez.	2107:04	2011-073A	37948	BeiDou-2 ‘Compass-IGSO5’	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y23)	Xichang, LC3	2.300
(35865 / 35708 / 55,16 / 1436,09)							

11 Dez.	1117:00	2011-074	37950	Amos-5	8K82KM Proton-M/Briz-M (93523/99525)	Baikonur, LC81 PU-24	1.800
(36007 / 35596 / 0,09 / 1436,87)							
		2011-074	37951	Luch-5A			1.148
(35792 / 35779 / 4,84 / 1436,03)							
12 Dez.	0121	2011-075A	37954	IGS-7A IGS Radar-3	H-2A/202 (F20)	Tanegashima, Yoshinubo LP1	
Dados não disponíveis a pedido do Governo Japonês							
17 Dez.	0203:08	2011-076A	38007	ELISA-1 (W11)	Soyuz-STA/Fregat (Б15000-002/1021/VS02)	CSG Kourou, ZLS	970
(692 / 677 / 98,21 / 98,44)							
		2011-076B	38008	ELISA-2 (E24)			120
(692 / 676 / 98,21 / 98,43)							
		2011-076C	38009	ELISA-3 (W23)			120
(692 / 678 / 98,21 / 98,45)							
		2011-076D	38010	ELISA-4 (E12)			120
(691 / 675 / 98,21 / 98,42)							
		2011-076E	38011	SSOT Fasat-Charlie			120
(624 / 623 / 97,98 / 97,18)							
		2011-076F	38012	Plêiades			117
(699 / 697 / 98,21 / 98,73)							
19 Dez.	1641:04	2011-077A	38014	NigComSat-1R	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y21)	Xichang, LC2	5.150
(35790 / 35784 / 0,24 / 1436,1)							
21 Dez.	1316:15	2011-078A	38036	Soyuz TMA-03M (ISS-29S)	11A511U-FG Soyuz-FG (И15000-038)	Baikonur, LC1 PU-5	7.220
(407 / 374 / 51,64 / 92,37)							
22 Dez.	0326:14	2011-079A	38038	ZY-1 ZiYuan-1 (2C)	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y15)	Taiyuan, LC9	2.100
(775 / 773 / 98,56 / 100,32)							
23 Dez.	1508:10	2011-F04	-	14F112 Meridian (15L)	14A14 Soyuz-2-1B/Fregat (164/1042)	GIK-1 Plesetsk, LC43/4	
28 Dez.	1709:01	2011-080A	38040	Globalstar-2	14A14 Soyuz-2-1A/Fregat (Б15000-007/1027/ST-24)	Baikonur, LC31 PU-6	700
(926 / 920 / 52,01 / 103,48)							
		2011-080B	38041	Globalstar-2			700
(927 / 919 / 52,01 / 103,48)							
		2011-080C	38042	Globalstar-2			700
(926 / 917 / 52,01 / 103,45)							
		2011-080D	38043	Globalstar-2			700
(926 / 916 / 52,01 / 103,44)							
		2011-080E	38044	Globalstar-2			700
(926 / 916 / 52,01 / 103,44)							
		2011-080F	38045	Globalstar-2			700
(926 / 919 / 52,01 / 103,47)							

Outros Objectos Catalogados

A tabela indica os objectos catalogados em órbita no mês de Dezembro de 2011.

Data Lançamento	Des. Int.	NORAD	Designação	Veículo Lançador	Local de Lançamento
25 Novembro	2011-069B	37934	Briz-M (99527)	8K82KM Proton-M/Briz-M (93525/99527)	Baikonur, LC200 PU-39
25 Novembro	2011-069C	37935	Tanque Briz-M (99527)	8K82KM Proton-M/Briz-M (93525/99527)	Baikonur, LC200 PU-39
26 Novembro	2011-070B	37937	Centaur	Atlas-V/541 (AV-028)	Cabo Canaveral AFS, SLC-41
28 Novembro	2011-071B	37939	Fregat (1044)	14A14-1B Soyuz-2-1B/Fregat (7x00xx219/1044)	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
08 Novembro	2011-065G	37940	(Destroço) Fobos-Grunt	Zenit-2FG (SLB41.1)	Baikonur, LC45 PU-1
29 Novembro	2011-072B	37942	L-35	CZ-2C Chang Zheng-2C	Taiyuan, LC9
29 Novembro	2011-072C	37943	(Destroço)	CZ-2C Chang Zheng-2C	Taiyuan, LC9
29 Novembro	2011-072D	37944	(Destroço)	CZ-2C Chang Zheng-2C	Taiyuan, LC9
29 Novembro	2011-072E	37945	(Destroço)	CZ-2C Chang Zheng-2C	Taiyuan, LC9
29 Novembro	2011-072F	37946	(Destroço)	CZ-2C Chang Zheng-2C	Taiyuan, LC9
08 Novembro	2011-065H	37947	(Destroço) Fobos-Grunt	Zenit-2FG (SLB41.1)	Baikonur, LC45 PU-1
01 Dezembro	2011-073B	37949	H-18 (Y18)	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y23)	Xichang, LC3
11 Dezembro	2011-074D	37953	Tanque Briz-M (99525)	8K82KM Proton-M/Briz-M (93523/99525)	Baikonur, LC81 PU-24
12 Dezembro	2011-075B	37955	Segundo estágio H-2A	H-2A/202 (F20)	Tanegashima, Yoshinobu LP-1
16 Junho	1993-036BPF	37956	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135601)	GNIIP Plesetsk, LC132/1
a (são catalogados 50 destroços resultantes da desintegração do satélite Cosmos 2251 devido à colisão com o satélite Iridium-33)					
16 Junho	1993-036BRH	38006	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135601)	GNIIP Plesetsk, LC132/1
17 Dezembro	2011-076G	38013	ASAP-S	Soyuz-STA/Fregat (Б15000-002/1021/VS02)	CSG Kourou, ZLS
19 Dezembro	2011-077B	38015	H-18 (Y21)	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y21)	Xichang, LC2
17 Setembro	1997-051YC	38016	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
a (são catalogados 19 destroços resultantes da desintegração do satélite Iridium-33 devido à colisão com o satélite Cosmos 2251)					
17 Setembro	1997-051YX	38035	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
21 Dezembro	2011-078B	38037	Blok-I	11A511U-FG Soyuz-FG (И15000-039)	Baikonur, LC1 PU-5
22 Dezembro	2011-079B	38039	Terceiro estágio CZ-4B	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y15)	Taiyuan, LC9

Regressos / Reentradas

A tabela indica os satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram no mês de Dezembro de 2011. Estas informações são cedidas pelo *Space Track*. Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão.

Data	Status	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Data Lançamento	Local Lançamento	D. Órbita
01 Dez.	Ree.	1970-025ET	04863	(Destroço)	SLV-2G Agena-D (553 / TA13)	08 Abril	Vandenberg AFB, SLC-2E	15212
01 Dez.	Ree.	2011-065C	37879	(Destroço)	Zenit-2FG (SLB41.1)	08 Novembro	Baikonur, LC45 PU-1	23
02 Dez.	Ree.	1983-063E	23906	(Destroço) Hilat	Scout D-1 (S205C)	27 Junho	Vandenberg AFB, SLC-5	10385
02 Dez.	Ree.	1993-036BAK	36436	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6743
02 Dez.	Ree.	1994-074W	36853	(Destroço) Resurs-O1 (3)	11K77 Zenit-2 (51057902)	04 Novembro	GIK-5 Baikonur, LC45/1	6237
02 Dez.	Ree.	2011-065H	37947	(Destroço) Fobos-Grunt	Zenit-2FG (SLB41.1)	08 Novembro	Baikonur, LC45 PU-1	24
03 Dez.	Ree.	1993-014W	28845	(Destroço)	15Zh58 Start-1	25 Março	GNIIP Plesetsk, LC158	6827
03 Dez.	Ree.	1999-025CKK	31884	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4590
03 Dez.	Ree.	1993-036ABS	34848	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6744
03 Dez.	Ree.	1999-025DMN	35158	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4590
03 Dez.	Ree.	1999-025DXD	36276	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4590
03 Dez.	Ree.	1993-036BMW	37517	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6744
04 Dez.	Ree.	1999-025WD	30220	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4591
04 Dez.	Ree.	1999-025DGG	33695	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4591
04 Dez.	Ree.	1993-036QZ	34408	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6744
04 Dez.	Ree.	1993-036TK	34466	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6744
05 Dez.	Ree.	1970-025KR	05386	(Destroço)	SLV-2G Agena-D (553 / TA13)	08 Abril	Vandenberg AFB, SLC-2E	15216
05 Dez.	Ree.	1994-074H	29298	(Destroço) Resurs-O1 (3)	11K77 Zenit-2 (51057902)	04 Novembro	GIK-5 Baikonur, LC45/1	6240
06 Dez.	Ree.	2001-050A	26970	Molniya-3 (52)	8K78M-PBV Molniya-M/2BL (77013687)	25 Outubro	GIK-1 Plesetsk, LC43/3	3694
06 Dez.	Ree.	2008-064B	33457	CZ-4B R/B	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y20)	15 Dezembro	Taiyuan, LC9	1086
07 Dez.	Ree.	1999-025AMD	30598	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4594
07 Dez.	Ree.	1997-051AZ	33880	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	5197
08 Dez.	Ree.	2011-031B	37752	PSSC-2	OV-104 Atlantis	08 Julho	Centro Espacial Kennedy, LC-39A	153
09 Dez.	Ree.	1993-036BKK	37319	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6749
10 Dez.	Ree.	1999-057FQ	26278	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y1)	14 Outubro	Taiyuan, LC7	4440
10 Dez.	Ree.	1993-036QY	34407	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6750
10 Dez.	Ree.	1997-051RT	35740	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	5200
10 Dez.	Ree.	1993-036BBR	36466	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6750
10 Dez.	Ree.	1999-025EMC	37711	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4597
11 Dez.	Ree.	2003-031B	27841	MIMOSA-Macek	14A05 Rokot/Briz-KM (5111992008П/72503) (LAP-1/MOM-1)	30 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC133/3	3086
11 Dez.	Ree.	1997-051DD	34094	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	5201
11 Dez.	Ree.	1993-036AQW	35752	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6751
11 Dez.	Ree.	2011-065D	37880	(Destroço)	Zenit-2FG (SLB41.1)	08 Novembro	Baikonur, LC45 PU-1	33

12 Dez.	Ree.	1997-051LM	37468	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	5202
12 Dez.	Ree.	1993-036BGD	37107	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6752
12 Dez.	Ree.	2011-065E	37881	(Destroço)	Zenit-2FG (SLB41.1)	08 Novembro	Baikonur, LC45 PU-1	34
13 Dez.	Ree.	1993-014AU	28967	(Destroço)	15Zh58 Start-1	25 Março	GNIIP Plesetsk, LC158	6837
13 Dez.	Ree.	1999-057SM	35333	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y1)	14 Outubro	Taiyuan, LC7	4443
14 Dez.	Ree.	1997-051MJ	34834	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	5204
15 Dez.	Ree.	1999-025BE	29764	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4602
15 Dez.	Ree.	1993-036VS	34580	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6755
15 Dez.	Ree.	1993-036AMS	35599	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6755
16 Dez.	Ree.	1993-036BF	33814	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6756
16 Dez.	Ree.	1993-036BAM	36438	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6756
17 Dez.	Ree.	1994-029FF	24108	HAPS (F5)	NB-52 (008) Pegasus/HAPS (005/F5)	19 Maio	Edwards AFB, RW04/22	6421
17 Dez.	Ree.	1999-025DCK	33602	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4604
17 Dez.	Ree.	1993-036BMA	37497	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6757
18 Dez.	Ree.	2011-066C	37876	CZ-4B R/B	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y21)	11 Novembro	Taiyuan, LC9	37
19 Dez.	Ree.	1993-036AYA	36063	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6759
21 Dez.	Ree.	2011-042B	37780	H-10 (Y19)	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y19)	11 Agosto	Xichang, LC2	132
22 Dez.	Ree.	1999-025AVJ	30824	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4609
23 Dez.	Ree.	1994-074J	31580	(Destroço) Resurs-O1 (3)	11K77 Zenit-2 (51057902)	04 Novembro	GIK-5 Baikonur, LC45/1	6258
23 Dez.	Ree.	1993-036HN	34027	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6763
23 Dez.	Ree.	1993-036ZJ	34740	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6763
24 Dez.	Ree.	1997-051GV	34504	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	5214
24 Dez.	Ree.	2011-078B	38037	Blok-I	11A511U-FG Soyuz-FG (И15000-039)	21 Dezembro	Baikonur, LC1 PU-5	3
25 Dez.	Ree.	1993-036BAP	36440	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6765
26 Dez.	Ree.	1993-036ARC	35731	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6766
28 Dez.	Ree.	2006-019A	29157	KOMPASS-2	Shtil-1	26 Maio	Mar de Barentes, K-84 Ekaterinburg	2042
28 Dez.	Ree.	1999-025AYC	30890	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4615
30 Dez.	Ree.	1978-026EX	12826	(Destroço)	Delta-2910 (621/D139)	05 Março	Vandenberg AFB, SLC-2W	12353
31 Dez.	Ree.	1991-050L	29502	(Destroço) SARA	Ariane-40 (V44)	17 Julho	CSG Kourou, ELA-2	7472
31 Dez.	Ree.	1997-051DV	34110	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	5221

Lançamentos orbitais previstos para Janeiro e Fevereiro de 2012

Dia (UTC)	Lançador	Carga	Local
Janeiro			
09	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y26)	ZY-3 ZiYuan-3 VesselSat-2	Taiyuan, LC9
15 ou 17	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y22)	FY-2F FengYun-2F	Xichang, LC3
20	Delta-IV-M+(5,4)	WGS-4	Cabo Canaveral, SLC-37B
26 (1841 :00)	8K82KM Proton-M/Briz-M	SES-4	Baikonur, LC200 PU-39
25	11A511U Soyuz-U (127)	Progress M-14M	Baikonur, LC1 PU-5
Fevereiro			
08	Falcon-9	Dragon COTS-2/3	Cabo Canaveral, SLC-40
09	Vega (VV01)	LARES ALMASat-1, E-ST@R, Goliat, MaSat-1, PW-Sat 1, Robusta, XaTcobeo, UNICubeSat GG	CSG Kourou, ZLV
12	14A14-1A Soyuz-2-1A/Fregat (010/1029)	Globalstar-2 (6 satélites)	Baikonur, LC31 PU-6
12	Antares	Risk reduction test flight	Wallops Island, LP-0A
13	8K82KM Proton-M/Briz-M (93526/99528)	Sirius FM-6	Baikonur, LC200 PU-39
16 41	Atlas-V/551 (AV-030)	MUOS-1	Cabo Canaveral AFS, SLC-
??	Safir-A1	Navid Elm-o-Sana't	Semnan
??	15A18 Dnepr-1	KOMPSat-5	Dombarovskiy, LC13
??	CZ-3C Chang Zheng-3C	Compass-G5	Xichang, LC3

Próximos Lançamentos Tripulados

Soyuz TMA-04M **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5** **30 – Março – 2012**	Gennadi Ivanovich Padalka (4) Sergei Nikolayevich Revin (1) Joseph Michael Acaba (2) Oleg Viktorovich Novitsky Yevgeni Igorevich Tarelkin Kevin Anthony Ford	
Shenzhou-9 **CZ-2F/G Chang Zheng-2F/G (Y9)** **Jiuquan, 921** **?? – Março – 2012**		

30 de Maio de 2012 **Soyuz TMA-05M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Yuri Ivanovich Malenchenko (5); Sunita Lyn Williams (2); Akihiko Hoshide (2)
Roman Yuriyevich Romanenko; Chris Austin Hadfield; Thomas Henry Marshburn

26 de Setembro de 2012 **Soyuz TMA-06M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Oleg Viktorovitch Novitsky (1); Yevgeni Igorevich Tarelkin (1); Kevin Anthony Ford (2)
Pavel Vladimirovich Vinogradov; Alexander Alexandrovich Misurkin; Christopher John Cassidy

?? de Outubro de 2012 **Shenzhou-10** **CZ-2F Chang Zheng-2F (Y10)** **Jiuquan, 921**
¿????; ¿????; ¿????
¿????; ¿????; ¿????

27 de Novembro de 2012 **Soyuz TMA-07M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Roman Yuriyevich Romanenko (2); Chris Austin Hadfield (3); Thomas Henry Marshburn (1)
Maksim Viktorovich Surayev; Luca Salvo Parmitano; Karen LuJean Nyberg

2 de Abril de 2013 **Soyuz TMA-08M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Pavel Vladimirovich Vinogradov (3); Alexander Alexandrovich Misurkin (1); Christopher John Cassidy (2)
Oleg Valeriyevich Kotov; Sergey Nikolayevich Ryazansky; Michael Scott Hopkins

?? de Maio de 2013 **Soyuz TMA-09M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Maksim Viktorovich Surayev (2); Luca Salvo Parmitano (1); Karen LuJean Nyberg (2)
Mikhail Vladislavovich Tyurin; Koichi Wakata; Richard Alan Mastracchio

?? de Setembro de 2013 **Soyuz TMA-10M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Oleg Valeriyevich Kotov (3); Sergey Nikolayevich Ryazansky (1); Michael Scott Hopkins (1)
Alexander Vikentyevich Skvortsov; Oleg Germanovich Artemyev; Steven Ray Swanson

?? de Novembro de 2013 **Soyuz TMA-11M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Mikhail Vladislavovich Tyurin (3); Koichi Wakata (4); Richard Alan Mastracchio (4)

?? de Março de 2014 **Soyuz TMA-12M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Alexander Vikentyevich Skvortsov (2); Oleg Germanovich Artemyev (1); Steven Ray Swanson (3)

?? de Maio de 2014 **Soyuz TMA-13M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Fyodor Nikolayevich Yurchikhin (4); Gregory Reid Wiseman (1); Alexander Gerst (1)

?? de Setembro de 2014 **Soyuz TMA-14M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Dmitri Yurievich Kondratyev (2); Elena Olegovna Serova (1); Astronauta dos EUA

?? de Novembro de 2014 **Soyuz TMA-15M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Cosmonauta russo; Astronauta da ESA ou da JAXA; Astronauta dos EUA

Futuras Expedições e actividades na ISS

A Expedição 30 é composta por Daniel Burbank (Comandante – EUA), Anton Shkaplerov (Engenheiro de Voo – Rússia), Anatoli Ivanishin (Engenheiro de Voo – Rússia), Oleg Kononenko (Engenheiro de Voo – Rússia), Donald Pettit (Engenheiro de Voo – EUA) e André Kuipers (Engenheiro de Voo – Holanda), tendo sido estes últimos lançados a bordo da Soyuz TMA-03M a 21 de Dezembro de 2011. Shkaplerov, Ivanishin e Burbank regressam à Terra a 16 de Março de 2012.

A Expedição 31 será composta por Oleg Kononenko (Comandante – Rússia), Donald Pettit (Engenheiro de Voo – EUA), André Kuipers (Engenheiro de Voo – Holanda), Gennadi Padalka (Engenheiro de Voo – Rússia), Sergei Revin (Engenheiro de Voo – Rússia) e Joseph Acaba (Engenheiro de Voo – EUA), sendo estes três últimos lançados a 30 de Março de 2012 a bordo da Soyuz TMA-04M. Kononenko, Kuipers e Pettit regressam à Terra a 16 de Maio de 2012.

A Expedição 32 será composta por Gennadi Padalka (Comandante – Rússia), Sergei Revin (Engenheiro de Voo – Rússia), Joseph Acaba (Engenheiro de Voo – EUA), Yuri Malenchenko (Engenheiro de Voo – Rússia), Sunita Williams (Engenheiro de Voo – EUA) e Akihiko Hoshide (Engenheiro de Voo – Japão), sendo estes três últimos lançados a 30 de Maio de 2012 a bordo da Soyuz TMA-05M.

A Expedição 33 será composta por Sunita Williams (Comandante – EUA), Yuri Malenchenko (Engenheiro de Voo – Rússia), Akihiko Hoshide (Engenheiro de Voo – Japão), Oleg Novitsky (Engenheiro de Voo – Rússia), Yevgeni Tarelkin (Engenheiro de Voo – Rússia) e Kevin Ford (Engenheiro de Voo – EUA), sendo estes três últimos lançados a 23 de Setembro de 2012 a bordo da Soyuz TMA-06M.

A Expedição 34 será composta por Kevin Ford (Comandante – EUA), Oleg Novitsky (Engenheiro de Voo – Rússia), Yevgeni Tarelkin (Engenheiro de Voo – Rússia), Roman Romanenko (Engenheiro de Voo – Rússia), Chris Hadfield (Engenheiro de Voo – Canadá) e Thomas Marshburn (Engenheiro de Voo – EUA), sendo estes três últimos lançados a 20 de Novembro de 2012 a bordo da Soyuz TMA-07M.

A Expedição 35 será composta por Chris Hadfield (Comandante – Canadá), Roman Romanenko (Engenheiro de Voo – Rússia), Thomas Marshburn (Engenheiro de Voo – EUA) e três novos membros ainda não designados.

Actividades futuras na ISS

As próximas actividades que serão levadas a cabo na estação espacial internacional.

2012

Janeiro

18 – Elevação da órbita da ISS utilizando os motores do módulo Zvezda.

23 – Separação do veículo de carga Progress M-13M do módulo Pirs

24 – Separação do satélite Chibis-M do Progress M-13M

25 – Reentrada do Progress M-13M

25 – Lançamento do veículo de carga Progress M-14M

28 – Acoplagem do veículo de carga Progress M-14M com o módulo Pirs

Fevereiro

8 – Lançamento do veículo de carga comercial Dragon.

10 – Captura e acoplagem do veículo de carga comercial Dragon.

14 – Actividade extraveícular (ISS Rússia AEV-30) da escotilha do módulo Pirs pelos cosmonautas Kononenko e Shkaplerov.

23 – Separação do veículo de carga comercial Dragon do módulo Harmony e sua libertação pelo SSRMS.

Março

9 – Lançamento do veículo de carga ATV-3 "Edoardo Amaldi"

16 – Separação da Soyuz TMA-22 do modulo Pirs e aterragem com os cosmonautas Shkaplerov, Ivanishin e Burbank

19 – Acoplagem do veículo de carga ATV-3 "Edoardo Amaldi" ao módulo Zvezda

30 – Lançamento da Soyuz TMA-04M com os cosmonautas Padalka, Revin e Acaba

Abril

1 – Acoplagem da Soyuz TMA-04M com o módulo Poisk

24 – Separação do veículo de carga Progress M-14M do módulo Pirs

25 – Lançamento do veículo de carga Progress M-15M

27 – Acoplagem do veículo de carga Progress M-15M ao módulo Pirs

Maio

16 – Separação da Soyuz TMA-03M do módulo Rassvet e aterragem com os cosmonautas Kononenko, Kuipers e Pettit

30 – Lançamento da Soyuz TMA-05M com os cosmonautas Malenchenko, S.Williams e Hoshide

Junho

1 – Acoplagem da Soyuz TMA-05M com o módulo Rassvet

26 – Lançamento do veículo de carga HTV-3 "Kounotori-3"

Julho

1 – Captura do veículo de carga HTV-3 "Kounotori-3" e acoplagem ao módulo Harmony utilizando o SSRMS

24 – Separação do veículo de carga Progress M-15M do módulo Pirs

25 – Lançamento do veículo de carga Progress M-16M

27 – Acoplagem do veículo de carga Progress M-16M ao módulo Pirs

Agosto

15 – Separação do veículo de carga HTV-3 "Kounotori-3" do módulo Harmony utilizando o SSRMS

27 – Separação do veículo de carga ATV-3 "Edoardo Amaldi" do módulo Zvezda

Setembro

12 – Separação da Soyuz TMA-04M do módulo Poisk e aterragem com os cosmonautas Padalka, Revin e Acaba

26 – Lançamento da Soyuz TMA-06M com os cosmonautas Novitskiy, Tarelkin e Ford

28 – Acoplagem da Soyuz TMA-06M com o módulo Poisk

Outubro

23 – Lançamento do veículo de carga Progress M-17M

25 – Acoplagem do veículo de carga Progress M-17M com o módulo Zvezda

Novembro

12 – Separação da Soyuz TMA-05M do módulo Rassvet e aterragem com os cosmonautas Malenchenko, S.Williams, Hoshide

26 – Lançamento da Soyuz TMA-07M com os cosmonautas Romanenko, Hadfield e Marshburn

28 – Acoplagem da Soyuz TMA-07M com o módulo Rassvet

Dezembro

25 – Separação do veículo de carga Progress M-16M do módulo Pirs

26 – Lançamento do veículo de carga Progress M-18M

28 – Acoplagem do Progress M-18M com o módulo Pirs

(a determinar) – Actividade extraveícular (ISS Rússia AEV-32) desde a escotilha do módulo Pirs

2013

Janeiro

(a determinar) – Actividade extraveícular (ISS EUA AEV-18) da escotilha do módulo Quest

(a determinar) – Actividade extraveícular (ISS EUA AEV-19) da escotilha do módulo Quest

Fevereiro

27 – Separação do veículo de carga Progress M-17M do módulo Zvezda

28 – Lançamento do veículo de carga ATV-4 "Albert Einstein"

Março

8 – Acoplagem do veículo de carga ATV-4 "Albert Einstein" com o módulo Zvezda

19 – Separação da Soyuz TMA-06M do módulo Poisk e aterragem com os cosmonautas Novitskiy, Tarelkin e Ford

Abril

2 – Lançamento da Soyuz TMA-08M com os cosmonautas Vinogradov, Misurkin e Cassidy

4 – Acoplagem da Soyuz TMA-08M com o módulo Poisk

Datas a determinar

(a determinar) – Lançamento do módulo MLM "Nauka"

(a determinar) – Acoplagem do módulo MLM "Nauka" com o módulo Zvezda

(a determinar) – Actividade extraveícular (ISS Rússia AEV-33) desde a escotilha do módulo Pirs

(a determinar) – Actividade extraveícular (ISS Rússia AEV-34) desde a escotilha do módulo Poisk

(a determinar) – Actividade extraveícular (ISS Rússia AEV-35) desde a escotilha do módulo Poisk

(a determinar) – Separação do veículo de carga Progress M-18M com o Pirs do módulo Zvezda

Lançamentos Suborbitais

A seguinte tabela **tenta fazer** uma listagem de todos os lançamentos suborbitais realizados. Entre os lançamentos que se pretende listar estarão os lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais ou de outros veículos com capacidade de atingir a órbita terrestre mas que são utilizados em lançamentos suborbitais. A listagem é baseada em informação recolhida na rede informática mundial, através de pesquisa quase diária por parte do autor, e de múltipla informação recebida de várias fontes entre as quais se encontram as várias agências espaciais.

Esta lista estará sempre incompleta pois será quase impossível obter a informação de todos os lançamentos suborbitais realizados (por exemplo, muitos testes de mísseis balísticos podem ser secretos e a informação recebida poderá, quase de certeza, ser muito escassa).

Muitas vezes são realizados lançamentos suborbitais por foguetões sonda mas que não atingem altitudes orbitais. Estes lançamentos que não superam os 100 km de altitude, limite inferior do Espaço internacionalmente reconhecido, serão assinalados.

Data	Hora	Nome	Lançador	Local
02 Nov.	0750		Jericho-3 (?)	Palmachin (?)
03 Nov.	0645		Topol	GIK-1 Plesetsk
06 Nov.		NASA 36.264UH	Black Brant IX	White Sands
15 Nov.	0330		Agni-II Prime (Agni-IV)	Ilha de Wheeler
17 Nov.	1130	AHW-F1	STARS	Kauai, LC42
27 Nov.	1010	Texus-48	VSB-30	Esrange, Kiruna
02 Dez.	2200		VS-30 (V08)	Natal
04 Dez.	0721:31	ICI-3	VS-30/Orion	Svalbard, Suécia
04 Dez.	1800		STIG-A	Spaceport America VLC, EUA
19 Dez.			MR-30	Kapustin Yar, Rússia
20 Dez.	0801		53T6 Gazelle	Sary-Shagan, Cazaquistão
23 Dez.	1530		Bulava	Yuri Dolgorukiy, Mar Branco
23 Dez	1530		Bulava	Yuri Dolgorukiy, Mar Branco
27 Dez	1200		RS-18 UR-100NUTTH (SS-18)	Baikonur
30 Dez	0300		JL-2 (CSS-NX-4)	

VS-30 desde Natal[19]

Como parte da comemoração dos 40 anos do acordo tecnológico internacional entre o Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) e o Centro Espacial da Alemanha (DLR), ocorreu, no dia 2 de Dezembro de 2011, às 2200UTC, em Natal, o lançamento do foguete de sondagem VS-30 V08.

O principal objectivo desta operação foi lançar e rastrear esse foguete de sondagem que transportou uma carga útil científica portando experimentos do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e da Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN). Para o rastreamento do foguete, utilizou-se, além do radar Adour e Estação de Telemetria do CLBI, a Estação de Telemedidas Móvel, operada por equipe do IAE e do DLR, e a Estação de Telemetria do CLA (Alcântara - MA) como estação remota. Todos os dados foram recebidos de forma clara e serão disponibilizados para o INPE e a UFRN.

O VS-30 é um veículo monoestágio que utiliza propolente sólido, tendo, neste voo, 7,7 metros de comprimento (dos quais 3,7 m de carga útil) e uma massa total da ordem de 1.500 kg.

[19] Texto de André Mileski em http://panoramaespacial.blogspot.com/2011/12/vs-30-v08-lancado-com-sucesso.html.

ICI-3 para estudar as auroras

Às 0731:21UTC do dia 4 de Dezembro de 2011 foi lançada desde Ny-Ålesund, Andøya – Suécia, a missão ICI-3 que atingiu uma altitude de 354 km utilizando um foguetão-sonda VS-30/Orion. O voo teve u7ma duração de cerca de dez minutos antes dos estágios superiores do lançador caírem no Mar de Barents.

As investigações obtidas a partir desta missão e da missão ICI-2 irão permitir aos cientistas compreender a forma como o tempo espacial afecta todos os tipos de comunicações por rádio.

O lançador foi baseado no Hotel Payload e construído pelo *Andøya Rocket Range*. Os instrumentos a bordo foram desenvolvidos e construídos pelas organizações participantes da Noruega, Japão e França. (Fotografia de Henry Borgen).

STIG-A da Armadillo

A 4 de Dezembro de 2011 teve lugar o lançamento com sucesso do pequeno foguetão-sonda STIG-A desenvolvido pela *Armadillo Aerospace*. O lançamento foi levado a cabo às 1800UTC desde o Vertical Launch Complex (VLC) do *Spaceport América*, Novo México. O veículo atingiu uma altitude de 41,91 km.

O voo demonstrou muitas das tecnologias que serão necessárias para o programa de voos suborbitais tripulados da *Armadillo*. A bordo seguiu uma carga científica cuja experiência foi desenhada, construída, testada, integrada e executada por uma equipa de alunos da Escola de Aeronáutica e Astronáutica do Colégio de Engenharia da Universidade de Purdue. A experiência teve como objectivo estudar o processo de fluxo de um líquido e de um gás sensíveis à gravidade e os níveis de aceleração encontrados durante o voo espacial.

Rússia testa novo foguetão-sonda

Os serviços meteorológicos russos lançaram um novo foguetão-sonda, o MR-30, a 19 de Dezembro de 2011. Lançado desde o Cosmódromo GTsP-4 Kapustin Yar, o MR-30 atingiu uma altitude de 304 km.

A MR-30 é um lançador de um único estágio e é o sucessor do MR-20, podendo transportar uma carga útil até 150 kg a uma altitudede cerca de 300 km. (Fotografia de Dmitri Komar).

Rússia testa míssil interceptor

A Rússia levou a cabo o teste de um míssil interceptor de curto alcance 53T6 Gazelle (também conhecido pela designação NATO como ABM-3 *Gazelle* e anteriormente denominado SH-08) desde Sary-Shagan, Cazaquistão. O teste teve lugar às 0801UTC do dia 20 de Dezembro de 2011. Este teste surge no âmbito do desenvolvimento de um escudo de defesa anti-míssil e o objectivo do teste foi o de confirmar as características técnicas do míssil utilizado pelo Comando Espacial do Ministério da Defesa da Rússia.

Rússia dispara dois mísseis a partir de submarino

A 23 de Dezembro de 2011 a Rússia levou a cabo o teste de dois mísseis Bulava a partir do submarino Yuri Dolgorukiy da classe do Projecto 955. Os mísseis terão sido lançados pelas 1530UTC com um intervalo de oito segundos a partir do submarino que se encontrava submergido no Mar Branco, em direcção à zona de testes Kura, Kamchatka. Todas as ogivas terão atingido os alvos.

Estes foram o 18º e o 19º lançamento destes mísseis que deverão entrar ao serviço em 2012.

Rússia testa nova ogiva

A Rússia levou a cabo o teste de uma nova ogiva utilizando um míssil UR-100NUTTH/SS-19 lançado desde o Cosmódromo de Baikonur, Cazaquistão. O lançamento teve lugar às 1200UTC do dia 27 de Dezembro de 2011. O lançamento foi também utilizado para confirmar os actuais 32 anos de tempo de vida útil do míssil e prolongá-lo para 33 anos. O míssil utilizado foi fabricado em 1978 e foi colocado ao serviço entre 1979 e 2009 em Tatishchevo e em Kozelsk.

Cronologia Astronáutica (LXXIII)

Por Manuel Montes

-Abril de 1949: Juan Z. Arboles cria a secção de astronáutica da associação astronómica barcelonesa ASTER. A sua actividade será considerável.

-4 de Abril de 1949: O ministro Ustinov propõe ao grupo de Grottrup o desenvolvimento de um míssil de 3.000 km de alcance e uma carga útil de 3 toneladas, as mesmas características do R-3 de Korolev. A resposta dos alemães será um projecto clamado G-4 (R-14), cujo plano será preparado em apenas três meses. Apesar da impressão favorável, os soviéticos decidirão continuar com o R-3.

-11 de Abril de 1949: A V-2 número 50 despega desde White Sands mas uma falha no sistema de propulsão, que começa a pulsar aos 43 segundos, limita o seu alcance até aos 86 km. Transporta experiências biológicas, para analisar a temperatura e a composição da atmosfera, e para estudar a radiação solar.

-21 de Abril de 1949: O Bumper-6 (BU-6) despega desde White Sands. Porém, produz-se um final prematuro da ignição do motor da V-2 aos 47 segundos, e só alcança 50 km. Falha a alimentação do combustível. Não é possível captar informação da radiação cósmica a grande altitude.

-26 de Abril de 1949: Glushko realiza o primeiro ensaio estático do motor KS-50 (Liliput), um modelo com um impulso de 50 a 100 kg idealizado para testar combinações de propergóis. Serão feitos dezenas de ensaios sobre a sua câmara de combustão de desenho especial. Mais adiante far-se-á o mesmo com um modelo maior, o ED-140, adaptado para oxigénio líquido e querosene, e com um impulso de 7 toneladas.

-3 de Maio de 1949: Estreia o foguetão-sonda americano Viking (RTV-N-12 número 1). Pertence à Fase 1 do programa, na qual o veículo tem 15 metros de altura e 81 cm de diâmetro. O seu motor XLR10-RM-2 gera 93,4 kN de impulso e tem uma massa no despegue de 4.540 kg. Depois de dois testes estáticos bastante problemáticos, o Viking-1 parte desde White Sands. Equipado com instrumentos para medir a temperatura e a pressão atmosférica, o foguetão alcança uns 80 km de altitude. A turbina tem algumas perdas e o motor apaga-se prematuramente aos 54 segundos.

-5 de Maio de 1949: A V-2 número 46 sofre uma paragem do motor aos 26 segundos e o veículo só alcança 9 km de altitude. Transporta experiências para medir a radiação cósmica e solar, bem como um difusor Ram-Jet.

-7 de Maio de 1949: Os soviéticos lançam o primeiro foguetão-sonda geofísico R-1A (V-1A). Baseado no R-1, por sua vez uma simples melhora da V-2, foi sido desenhado principalmente para ensaiar a separação do cone dianteiro e sua recuperação, uma característica dos futuros mísseis R-2. Em posteriores voos, também tentará testar um sistema de navegação novo que permita voar verticalmente até aos 100 km de altitude. Nesta ocasião, alcança uma distância horizontal de 200 km.

-10 de Maio de 1949: O segundo míssil R-1A despega desde Kapustin Yar, alcançando uma distância de 280 km.

-11 de Maio de 1949: Henry Truman autoriza a selecção de um polígono de lançamento para mísseis guiados (futuro Cabo Canaveral).

-15 de Maio de 1949: O terceiro R1-A alcança a sua meta de 210 km (alcance horizontal). A 17 de Maio, outro veículo chega aos 320 km. Satisfeitos pelos resultados, os restantes dois voos dedicar-se-ão a experiências científicas.

-24 de Maio de 1949: Os soviéticos lançam o primeiro foguetão-sonda geofísico R-1A (V-1A) dedicado a experiências com as cápsulas FIAN. O voo é vertical e não balístico. As duas cápsulas FIAN-1 transportadas, de 85 kg cada uma, servirão para estudos físicos do bordo da atmosfera. Apesar de estarem dotadas com um pára-quedas para recuperação, as duas cápsulas ficam danificadas no impacto. Um novo voo a 28 de Maio (o sexto e último R-1A) permite recuperá-las, mas os resultados científicos não são claros.

-Junho de 1949: É publicado o plano preliminar técnico (em 20 volumes) do míssil soviético R-3. Apesar de não se chegar a construir, esta documentação será um magnífico guia para o desenvolvimento de futuros mísseis de largo alcance, já que também trata sobre como extrapola-lo para conseguir distâncias até 8.000 km.

-7 de Junho de 1949: Despega o foguetão Corporal-E4 desde White Sands. Uma falha no sistema de controlo faz girar o veículo aos 23 segundos de voo.

-9 de Junho de 1949: É lançado um foguetão-sonda estado-unidense Rascal, equipado com outros mais pequenos, que funcionarão mediante impulsos. Tenta-se avaliar a estabilidade deste desenho.

-10 de Junho de 1949: A *Banana River Naval Air Station* converte-se na *Joint Long Range Proving Ground Base*, ponto de partida do futuro centro de lançamentos de Cabo Canaveral, na Florida.

-14 de Junho de 1949: Despega desde White Sands a V-2 número 47. A missão é também designada por Blossom-IVB e transporta o macaco Albert-II, o qual foi equipado para analisar os efeitos da radiação sobre organismos vivos. O foguetão alcança 134 km de altitude mas depois falham os pára-quedas e o cone dianteiro dom o animal despenha-se fatalmente contra o solo.

-22 de Junho de 1949: Realiza-se o primeiro acto formal que levará à criação da *Internacional Astronautical Federation*. A *Gesellschaft für Weltraumforschung* (Sociedade para a Investigação do Espaço), na Alemanha, encarrega-se da organização. A direcção da sociedade recomenda a criação de uma reunião internacional para explorar as possibilidades de formar uma associação mundial para a astronáutica.

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor freelancer e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronáutica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interessante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, U*niverso* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito "*Noticias del Espacio*", distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins "*Noticias de la Ciencia y la Tecnologia*" e "*NC&T Plus*", participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página "*Terra*".

Estatísticas do Voo Espacial tripulado

Esta secção do ***Em Órbita*** será dedicada a estabelecer as estatísticas relacionadas com o programa espacial tripulado em geral.

Os 10 mais experientes

Sergei Konstantinovich Krikalev (Soyuz TM-7; Soyuz TM-12; STS-60; STS-80; Soyuz TM-31; Soyuz TMA-6)
Tempo total de voo: 803d 09h 33m 29s

Alexander Yurievich Kaleri (Soyuz TM-14; Soyuz TM-24; Soyuz TM-30; Soyuz TMA-3; Soyuz TMA-01M)
Tempo total de voo: 769d 06h 35m 02s

Sergei Vasilyevich Avdeyev (Soyuz TM-15; Soyuz TM-22; Soyuz TM-28)
Tempo total de voo: 747d 14h 14m 11s – 14 de Fevereiro de 2003

Valeri Vladimirovich Polyakov (Soyuz TM-6; Soyuz TM-18)
Tempo Total de voo: 678d 16h 33m 36s – 1 de Junho de 1995

Anatoli Yakovlevich Solovyov (Soyuz TM-5; Soyuz TM-9; Soyuz TM-15; STS-71; Soyuz TM-26)
Tempo total de voo: 651d 00h 02m 00s – 2 de Fevereiro de 1999

Gennadi Ivanovich Padalka (Soyuz TM-28, TMA-4, TMA-14)
Tempo total de voo: 585d 06h 29m 54s

Victor Mikhailovich Afanasyev (Soyuz TM-11; Soyuz TM-18; Soyuz TM-29; Soyuz TM-33)
Tempo total de voo: 555d 18h 28m 48s – 17 de Abril de 2006

Yuri Vladimirovich Usachyov (Soyuz TM-18; Soyuz TM-23; STS-101; STS-102)
Tempo total de voo: 552d 22h 19m 12S – 5 de Abril de 2004

Musa Khiramanovich Manarov (Soyuz TM-4; Soyuz TM-11)
Tempo total de voo: 541d 00h 28m 48s – 23 de Julho de 1992

Yuri Ivanovich Malenchenko (Soyuz TM-19; STS-106; Soyuz TMA-2; Soyuz TMA-11)
Tempo total de voo: 512d 23h 58m 10s

As datas após o 'Tempo total de voo' indicam a altura em que deixou o activo.

Os 10 voos mais longos

Valeri Vladimirovich Polyakov 437d 17h 58m 32s Soyuz TM-18 (Mir EO-15/16/17)
De 8 de Janeiro de 1994 (Soyuz TM-18) a 22 de Março de 1995 (Soyuz TM-20)
Sergei Vasilyevich Avdeyev 379d 14h 51m 10s Soyuz TM-28 (Mir EO-26/27)
De 13 de Agosto de 1998 (Soyuz TM-28) a 28 de Agosto de 1999 (Soyuz TM-29)
Musa Khiramanovich Manarov 365d 22h 38m 58s Soyuz TM-4 (Mir EO-3)
De 21 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-4) a 21 de Dezembro de 1988 (Soyuz TM-6)
Vladimir Georgievich Titov 365d 22h 38m 58s Soyuz TM-4 (Mir EO-3)
De 21 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-4) a 21 de Dezembro de 1988 (Soyuz TM-6)
Yuri Viktorovich Romanenko 326d 11h 37m 59s Soyuz TM-2 (Mir EO-2/3)
De 5 de Fevereiro de 1987 (Soyuz TM-2)a 29 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-3)
Sergei Konstantinovich Krikalev 311d 20h 00m 54s Soyuz TM-12 (Mir EO-9/10)
De 18 de Maio de 1991 (Soyuz TM-12) a 25 de Março de 1992 (Soyuz TM-13)
Valeri Vladimirovich Polyakov 240d 22h 34m 47s Soyuz TM-6 (Mir EO-3/4)
De 29 de Agosto de 1988 (Soyuz TM-6) a 27 de Abril de 1989 (Soyuz TM-7)
Leonid Denisovich Kizim 236d 22h 49m 04s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 2 de Outubro de 1984 (Soyuz T-11)
Vladimir Alexeievich Solovyov 236d 22h 49m 04s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 2 de Outubro de 1984 (Soyuz T-11)
Oleg Yurievich Atkov 236d 22h 49m 04s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 2 de Outubro de 1984 (Soyuz T-11)

Os 10 menos experientes

Gherman Stepanovich Titov	1d 01h 18m 00s	Vostok-2
Boris Borisovich Yegorov	1d 00h 17m 03s	Voskhod-2
Konstantin Petrovich Feoktistov	1d 00h 17m 03s	Voskhod-2
Yang Liwei	0d 21h 21m 36s	Shenzhou-5
Virgil Ivan 'Gus' Grissom	0d 05h 08m 37s	MR-4 Literty Bell-7
Malcom Scott Carpenter	0d 04h 56m 05s	MA-7 Aurora-7
Yuri Alexeievich Gagarin	0d 01h 48m 00s	Vostok-1
Sharon Christa McAuliffe	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger
Gregory Bruce Jarvis	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger
Michael John Smith	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger

Os 10 mais experientes em AEV

Anatoli Yakovlevich Solovyov	69h 42m – 14
Michael Eladio Lopez-Alegria	67h 40m – 10
Jerry Lynn Ross	58h 32m – 9
John Mace Grunsfeld	58h 30m – 8
Steven Lee Smith	49h 48m – 7
Scott Eduard Parazynski	47h 05m – 7
Joseph Richard Tanner	46h 29m – 7
Robert Lee Curbeam	45h 34m – 7
Nikolai Mikhailovich Budarin	44h 25m – 9
Douglas harry Wheelock	43h 30m – 6
James Hansen Newman	43h 01m – 6

Cosmonautas e Astronautas

Segundo a FAI	520
Segundo a USAF	526
Cosmonautas e Astronautas em órbita	517

Número de cosmonautas e astronautas por país em órbita (segundo a Federação Astronáutica Internacional)

Rússia	110
Estados Unidos	331
Checoslováquia	1
Polónia	1
Alemanha	10
Bulgária	2
Hungria	1
Vietname	1
Cuba	1
Mongólia	1
Roménia	1
França	9
Índia	1
Canadá	9
Arábia Saudita	1
Holanda	2
México	1
Síria	1
Afeganistão	1
Japão	9
Reino Unido	1
Áustria	1
Bélgica	2
Suíça	1
Itália	5
Ucrânia	1
Espanha	1
Eslováquia	1
África do Sul	1
Israel	1
China	6
Brasil	1
Suécia	1
Malásia	1
Coreia do Sul	1

TOTAL – 520

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newton). É medido dividindo a velocidade de ejecção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, consequentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em kgf gerada pelo motor por kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left({}^{\text{kgf}}/_{(\text{kg/s})}\right) = \text{s}$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

Tempo de queima (Tq) – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de queima de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm) – Impulso específico medido ao nível do mar.

Órbita de transferência – É uma órbita temporária para um determinado satélite entre a sua órbita inicial e a sua órbita final. Após o lançamento e a sua colocação numa órbita de transferência, o satélite é gradualmente manobrado e colocado a sua órbita final.

Órbita de deriva – É o último passo antes da órbita geostacionária, uma órbita circular cuja altitude é de aproximadamente 36000 km.

Fracção de deriva – É a velocidade de um satélite movendo-se numa direcção longitudinal quando observado a partir da Terra.

Órbita terrestre baixa – São órbitas em torno da Terra com altitude que variam entre os 160 km e os 2000 km acima da superfície terrestre.

Órbita terrestre média – São órbitas em torno da Terra com altitudes que variam entre os 2000 km e os 35786 km (órbita geostacionária). São também designadas órbitas circulares intermédias.

Órbita geostacionária – São órbitas acima do equador terrestre e com excentricidade 0 (zero). Visto do solo, um objecto colocado numa destas órbitas parece estacionário no céu. A posição do satélite irá unicamente ser diferenciada pela sai longitude, pois a latitude é sempre 0º (zero graus).

Órbita polar – São órbitas nas quais os satélites passam sobre o perto dos pólos de um corpo celeste. As suas inclinações orbitais são de (ou aproximadas a) 90º em relação ao equador terrestre.

Delta-v – Em astrodinânica o delta-v é um escalar com unidades de velocidade que mede a quantidade de «esforço» necessário para levar a cabo uma manobra orbital. É definido como

$$\Delta v = \int_t \frac{|T|}{m}\, dt$$

Onde **T** é a força instantânea e **m** é a massa instantânea. Na ausência de forças exteriores, e quando a força é aplicada numa direcção constante, a expressão em cima simplifica para

$$= \int_t |a|\, dt = |v_1 - v_0|$$

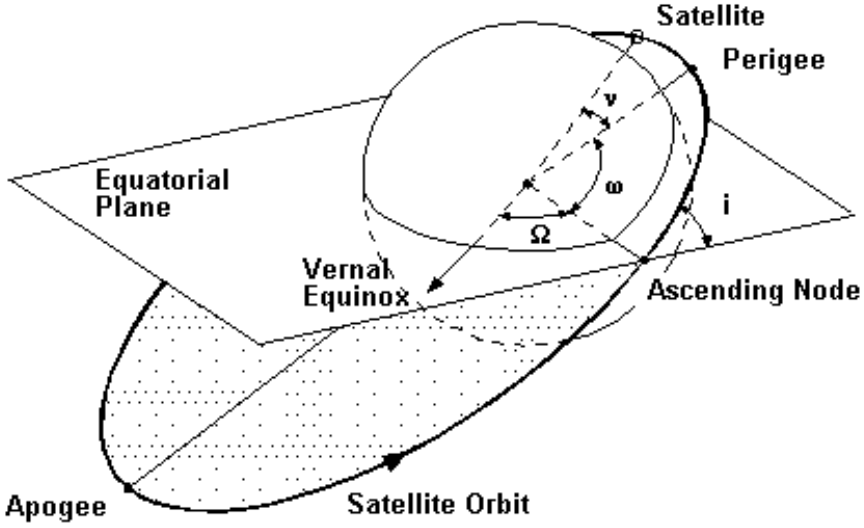
, que é simplesmente a magnitude da mudança de velocidade.

Parâmetros orbitais

Apogeu: ponto de altitude máxima da órbita.

Perigeu: ponto de altitude mínima da órbita.

Nodos ascendente e descendente da órbita: são os pontos de intersecção da órbita com o plano equatorial. Nodo ascendente é aquele que o satélite atravessa no Equador quando se dirige do Sul para o Norte. Nodo descendente é aquele que o satélite atravessa no Equador quando se dirige do Norte para o Sul. A "linha dos nodos" é aquela que liga os nodos ascendente e descendente, passando pelo centro da Terra.



Inclinação (I): ângulo entre o plano orbital do satélite e o plano equatorial da Terra. Inclinações próximas a 0º correspondem às chamadas órbitas equatoriais. Inclinações próximas a 90º correspondem às chamadas órbitas polares pois cobrem os dois pólos. Órbitas com inclinação entre 0º e 90º rodam no mesmo sentido que a Terra (Oeste - Este) e por isso são denominadas de "progressivas". Órbitas com inclinação maior que 90º rodam no sentido contrário à Terra (Este - Oeste) e por isso são chamadas de "retrógradas". Inclinações maiores que 50º e menores que 130º correspondem a órbitas "polares" pois atingem latitudes altas. Inclinações menores que 40º correspondem a órbitas próximas ao Equador.

Ascensão recta do nodo ascendente (*Right Ascension of Ascending Node* - RAAN - Ω): ângulo entre o primeiro ponto de Aires e o nodo ascendente. Segundo valor que alinha a elipse orbital no espaço, considerando que a inclinação é o primeiro.

Argumento do perigeu (*Argument of perigee* - ϖ): é o ângulo medido no plano orbital, na direcção do movimento, do nodo ascendente ao perigeu. É o ângulo entre o eixo maior da elipse (linha entre o perigeu e o apogeu) e a linha dos nodos, medido no plano da órbita. Varia entre 0° e 360°, sendo igual a 0º quando o perigeu está no nodo ascendente, e 180º quando o satélite está mais longe da Terra (apogeu) cruzando o Equador em movimento ascendente. Determina a posição da elipse orbital no plano orbital, visto que a inclinação ***I*** e a ascensão recta Ω determinam a posição do plano orbital no espaço.

Excentricidade: determina a forma da elipse orbital. Círculo: Excentricidade = 0; Elipse longa e estreita: Excentricidade = 1.

Movimentação média (*Mean motion* - n): velocidade angular média do satélite (em revoluções por dia) em uma órbita elíptica: $n = 2.\pi /T$ onde T é o período orbital. Parâmetro relacionado com o tamanho da órbita (distância do satélite à Terra).

Anomalia média (*Mean anomaly* - M): especificação da posição do satélite na órbita numa dada época. Ângulo medido a partir do perigeu na direcção do movimento do satélite, que um satélite teria se se movesse em velocidade angular constante.

Anomalia verdadeira: ângulo no plano orbital do satélite entre o perigeu e a posição do satélite medido na direcção do movimento do satélite.

Elementos keplerianos: descrevem a forma e orientação de uma órbita elíptica em torno da Terra, bem como a posição de um satélite naquela órbita em uma dada época (data e hora de referência): argumento do perigeu, ascensão recta do nodo ascendente, anomalia média, semi-eixo maior, inclinação e excentricidade.

Perturbações: existem os seguintes tipos de perturbações: **Geopotencial** - devido ao achatamento terrestre, ou seja, ao desvio principal da Terra em relação à forma esférica; altera a orientação do plano orbital no espaço sem alterar a inclinação; altera a orientação da elipse no plano orbital; **Atracão lunissolar -** devido às acções atractivas do Sol e da Lua; afecta todos os elementos orbitais, diminuindo a altura do perigeu e, consequentemente, afectando o tempo de vida do satélite; **Arrasto (atrito) atmosférico -** devido ao atrito com a atmosfera; diminuição do semi-eixo maior, da excentricidade e do período de revolução.

Combustíveis e Oxidantes

N_2O_4 – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N_2O_4 consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N_2O_4 contém menos de 0,1% de água. O N_2O_4 tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N_2O_4 é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -11,0ºC e o seu ponto de ebulição a 21,0ºC.

UDMH ($(CH_3)_2NNH_2$) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -57,0ºC e o seu ponto de ebulição a 63,0ºC.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis aos choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -219,0ºC e o seu ponto de ebulição a -183,0ºC.

LH_2 – Hidrogénio Líquido; O LH_2 é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH_2 é transparente e som odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH_2 é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -259,0ºC e o seu ponto de ebulição a -253,0ºC.

NH_4ClO_4 – Perclorato de Amónia; O NH_4ClO_4 é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.

Constantes

Algumas constantes de interesse:

- 7726 m/s (8000), Velocidade orbital terrestre a uma altitude de 300 km
- 3075 m/s (3000), Velocidade orbital na órbita geossíncrona (35786 km)
- 6371 km (6400), Raio médio da Terra
- 6378 km (6400), Raio equatorial da Terra
- 1738 km (1700), Raio médio da Lua
- 5.974e24 kg ($6e^{24}$), Massa da Terra
- 7.348e22 kg ($7e^{22}$), Massa da Lua
- 1.989e30 kg ($2e^{30}$), Massa do Sol
- 3.986e14 $m^3/s^{\wedge 2}$ ($4e^{14}$), Constante gravitacional vezes a massa da Terra
- 4.903e12 $m^3/s^{\wedge 2}$ ($5e^{12}$), Constante gravitacional vezes a massa da Lua
- 1.327e20 $m^3/s^{\wedge 2}$ ($13e^{19}$), Constante gravitacional vezes a massa do Sol
- 384401 km ($4e^5$), Distância media entre a Terra e a Lua
- 1.496e11 m ($15e^{10}$), Distância media entre a Terra e o Sol (Unidade astronómica)